随　筆

CGT 特集の発行によせて

高田　浩之[*1]
TAKATA Hiroyuki

11年間にわたって行われて来たセラミックガスタービン（CGT）の研究開発プロジェクトが終了した。しかも非常に立派な成果をあげて終了したことは誠に喜ばしいことである。このプロジェクトは通産省工業技術院のもとのムーンライト計画，いまのニューサンシャイン計画のもとで，高温部にセラミックスを使用することによって無冷却で高いタービン入口温度を実現し，それ迄は低い値に留まっていた小型ガスタービンの熱効率を飛躍的に高めて，高効率のコジェネレーション用あるいは可搬式発電用の300 KW CGTを得ようとするものであった。始めは主として省エネルギー技術や燃料多様化の観点からその有用性が論じられたが，最近では対環境問題の立場から低 NO_x 排出，低 CO_2 排出の面で大いにその成果が期待されて来たものである。

ガスタービン学会の会員にとっても関心の大きな技術開発であり，本学会誌でもこのCGTに関して過去に3回の特集・小特集が組まれている。最初の特集はプロジェクト発足の翌年，1989年12月号に主として研究開発計画の概要について紹介したものであり，2回目は1994年12月号に，その前年度に行われた中間評価の結果とその時点における研究開発の進行状況を紹介したものである。ただし，これらの特集には自動車用の100 KW CGTについても同時に紹介が行われている。300 KW CGTと100 KW CGTはプロジェクト発足前のフィージビリティ・スタディの段階では同一の計画の中で検討されていたものであり，もちろん，どちらもセラミックスを使うことによって高温・高効率のガスタービンを得ようとする技術の中核部分においては同一である。しかし，実施段階では100 KW CGTの方は同じ通産省ながら資源エネルギー庁の補助で石油産業活性化センターの研究開発事業として行われ，そして2年前の1997年3月に既に終了している。本学会誌のCGTに関する3回目の特集はこの自動車用CGTプロジェクトの終了後1997年の9月号に，その成果の紹介を中心として組まれたものである。そして今回は，300 KW CGTプロジェクトが本年3月に終了したのに伴って，その成果に関して最後の特集が組まれることになったわけである。この研究開発の経過や内容，成果等についてはあとの各記事に詳しい報告があることであろう。また，以上4つの特集を通じて，わが国のCGTの研究開発の全貌についても把握して頂けることであろうと思う。

私自身は本プロジェクト出発前のフィージビリティ・スタディに加わったのをきっかけとして，1988年のプロジェクト開始後は産業技術審議会とそのCGT分科会（現在の高効率発電分科会）及び実施機関となったNEDOのCGT技術開発委員会の立場でずっとこの研究開発に関わって来た。また，自動車用CGTについても，その評価委員会の立場で関与して来た。そしてこの間，両プロジェクトの進行状況を身近かに見続けて来ることが出来て，実際の仕事に携わって苦労を重ねられた方々に対しては申訳ない言い方のようであるが，技術的に非常に楽しい思いをさせて貰った。

プロジェクトの出発当初の頃をふり返ってみると，当時のCGTをめぐる環境というのは，それまで10年間近く続けられて来た米国のAGT（自動車用CGT）計画がエンジンとしては甚だ不十分な成果しかあげられない状態で終了し，そのあとセラミックスメーカーの育成やセラミックスの適用技術の開発を主目的としたAT-TAP計画に引き継がれた時期であった。わが国のCGTプロジェクトは，このAGTやその他の先輩格のプロジェクトの経過を十分に検討の上で実施計画が定められたが，それでもやはり，非常に達成困難と思われる高い目標を掲げての出発となった。当初，セラミック材料の開発目標として掲げられた特性値，とくに破壊靱性値は材料の専門家からはとても実現が無理であろうと言われたし，エンジンについても先ほどのAGTの結果などから考えると，1350℃での運転が計画通りに出来るとは思える筈もなかったし，まして熱効率42%がその通りに実現出来るだろうとはとても思えなかった。従ってプロジェクトは不確定な要素を沢山かかえて云わば五里霧中での出発であった。

しかし，それが11年経った今日を見ると，途中で開発期間の延長（当初の予定は9年間であった）や，目標靱性値の変更があったとは云え，セラミック材料は開発目標を一応満足するものが得られ，エンジンの方も試作されたうちの一機種については1350℃において30時間以上の運転が行われ，また幾分高い修正温度においてではあるが熱効率も目標値を上まわる42.1%が得られるという立派な結果で終わることとなった。これは正しく

原稿受付　1999年7月9日
＊1　東海大学 工学部
〒259-1292 神奈川県平塚市北金目1117

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

世界のトップを行く全くすばらしい成果である。わが国では今まで通産省の計画のもとで航空エンジンやガスタービンに関する幾つかの研究開発が行われて来たが，その多くが外国のあと追い型であったのに対して，このCGTは始めて文字通り世界をリードする成果をあげたという点に大きな特徴があると言えよう。

先に一機種についてと言ったが，他の機種においてもやはり1350℃で実際にエンジンの運転が行われ，34.7%という熱効率が得られていて，これもやはり小型ガスタービンとしては世界のトップレベルの効率である。別のプロジェクトの話にはなるが，前に記した自動車用の100 KW CGTでもやはり1350℃で運転試験が行われ，熱効率35.6%が得られている。これらの結果は総合して，わが国のセラミックス及びセラミックガスタービンの技術レベルの高さを示すものであって，誠に喜ばしい限りである。長年にわたって多くの苦労を積み重ねて来られた関係者のご努力に敬意を表したい。

またこの間，プロジェクト全体の進行を通じて，セラミック部品の製造技術やそれを用いるガスタービンの設計技術も大いに進歩した。大型部品やその割に薄肉の部品，複雑な形状のセラミック部品も精度よく作られるようになった。例えばタービンノズルの翼形に±0.05 mmの精度を要求するという話は，タービンの性能面からの要求としては尤もなことであるが，それでも焼成時の収縮などを考えると隨分無理な要求のようで，始めてその話を聞いたときには些か驚いた。しかしそれが結局出来るようになったのも驚きであった。始めは不可能と言われていた，大きな一体型のタービンロータが実際に出来たときにも感心したが，これは熱効率42.1%の達成に大いに貢献したことであったろうと思っている。タービン効率向上のためにチップ・クリアランスの減少が一つの課題になっていた折りに，アブレイダブル・シールの計画を聞いたときには，遂にこんなことを考える所まで進んで来たかというのが正直な感想であった。別の機種で非常な努力を費して行われたハイブリッドロータの研究も，今回はその成果を具体的に見ることは出来なかったが，多くの貴重な資料と経験が蓄積されていることであろうし，応用の巾の広い技術でもあるので，将来その成果が有効に活用されるであろうことを期待したい。そのほか，セラミックスと金属との接合技術，セラミックばねを用いる弾性支持構造など，セラミックスの特性に適合した設計手法にも著しい進歩があった。セラミックライナーを用いた低NO_x燃焼器の試験においても非常によい成績が得られている。

さて，次の関心は当然この後どうするかということであろう。もともと，このプロジェクトはCGTの技術的可能性を立証することが目的であって，例えば耐久運転の目標時間を陽に定めていないことなどからもわかるように，直ちに実用化につながる成果を目指したものではなかったが，しかしこのように優れた成果が得られた現在では，如何にしてこれを実用化にもっていくかが最大の関心事である。今回のプロジェクトは確かに優れたセラミックスを生み出し，エンジンとしても世界をリードするCGTの性能を実証した。しかし，高温における長時間運転の信頼性という観点から見るとき，それはまだ材料の面においても設計技術の面においても，不十分な点，未確認な点を有していると言わざるを得ない。これらの点を克服して実用化のために十分な耐久性を確保するためには，結局もっともっと多くの厳しい運転試験を積み重ねることが必要なのであろう。このためには，そしてまた現在までに蓄積された多くのノウハウを埋もれさせないためにも，本当は継続したもう一つの研究開発プロジェクトが欲しいところである。

しかし，その実施を望むことが困難ないまは，取り敢えず今年度スタートした部分セラミック・ガスタービンのプロジェクトに期待したい。これは8000 KWの産業用ガスタービンのノズルベーンや燃焼器ライナーなどの高温静止部品のみをセラミック化するというものであって，比較的競争力の強いガスタービンを選んでセラミックスの実用技術開発を行おうとするものである。ガスタービン屋としては，フルセラミックスのCGTと比べて些かもの足りないが，しかしこのプロジェクトの成功によってセラミックスのガスタービンへの実用が現実のものとなり，また量産化によるコスト低減の効果が見えてくるようになることを期待したい。そしてそれが，より本格的なCGTの開発につながり，またガスタービン全般におけるセラミックスの広範な実用化につながっていくことを期待したいものである。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

特集・300 kW セラミックガスタービン

全体概要（11 年間の総括）

菅原　彰*1　SUGAWARA Akira
杉浦　孝志*1　SUGIURA Takashi

1．はじめに

本セラミックガスタービンプロジェクト（CGT プロジェクト）は，昭和 62 年 8 月に開催された，産業技術審議会　省エネルギー技術開発部会において，大型省エネルギー技術研究開発（旧ムーンライトプロジェクトの一部）の新規プロジェクトとして昭和 63 年度からの開始が認められたものである。当時のエネルギー需給は，国際石油需給の緩和基調を反映した石油価格の低下傾向の中で安定的に推移していた。しかしながら中東情勢など石油需給の動向については，不透明な要因が多く，省エネルギーの推進は，石油代替エネルギーの開発・導入及び石油の安定供給確保と並んでエネルギー政策の重要な柱として位置づけられていた。

また，昭和 63 年 8 月産業技術審議会　省エネルギー技術開発部会において CGT プロジェクトの研究開発期間，研究開発費総額，研究開発の目標と方式を定めた「CGT 研究開発」基本計画（下記参照）が作成され，通商産業省　工業技術院　旧ムーンライト計画の一環として，本プロジェクトが正式に開始された。

一方，金属に替えてセラミック材料をガスタービンのような超高温下において高速回転する熱機関に適用するアイデア，期待等は，以前から存在していた。米国では，1970 年代から，いち早く，自動車用小型 CGT の研究開発への挑戦が始まり（BMD，CATE，AGT 等），セラミックを用いた高効率小型 CGT への期待が高まった。

しかし，当時，エンジン側の要求性能を満足するセラミック材料は，存在しておらず，また，高強度，高寸法精度のセラミック部品製造技術も未確立であった。

このような状況下で，材料技術・要素技術ではなく，タービン入口温度と熱効率を飛躍的に向上させたガスタービン開発まで一気に実施するという本プロジェクトは，きわめて，研究的要素の多いプロジェクトであった。

「セラミックガスタービン研究開発」基本計画

1．研究開発期間　　昭和 63 年度から 11 年間（平成 10 年度まで）
2．研究開発費総額　　約 160 億円
3．研究開発の目標と方式

(1)　目標

コージェネレーション，可搬式発電等に使用される中小型エンジンの高効率化，低公害化及び燃料多様化を促進することを目的として，セラミックガスタービンの研究開発を行う。このため，耐熱セラミック部材及びセラミックガスタービン要素技術の研究開発を行い，これらの成果を総合したセラミックガスタービンを試作し実証試験を行う。

基本的な目標は下表の通りとする。

(2)　方式

①　耐熱セラミック部材の開発研究においては，高温強度，靱性及び耐食性に優れたセラミック部材の開発を行うとともに，その性能向上に関する研究を行う。

②　要素技術の研究開発においては，高温下で強度が必要とされる燃焼器，タービン，熱交換器等をセラミック材料を用いて試作，開発するとともに，圧縮機，制御器等についても性能向上を図る。

③　セラミックガスタービンの設計，試作及び運転研究においては，コージェネレーション等を用途とするエンジンシステムについて性能試験等を実施する。

④　社会適合性研究においては，環境保全性，経済性，多種燃料の適用可能性等を研究する。さらに，各種の用途に応じた負荷形態，運転管理問題等を検討して最適利用システムの調査研究を行う。

⑤　性能評価においては，耐熱セラミック部材及び要素機器の特性評価並びにエンジンシステムの性能評価を行う。

原稿受付　1999 年 7 月 1 日
＊1　通商産業省 工業技術院
〒100-8921 東京都千代田区霞ヶ関 1-3-1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

表　研究開発目標

<table>
<tr><th colspan="6">目　　標</th></tr>
<tr><td rowspan="2">セラミックガスタービン</td><td>エンジン熱効率</td><td>タービン入口温度</td><td>軸出力</td><td colspan="2">排ガス特性</td></tr>
<tr><td>42% 以上</td><td>1350℃</td><td>300 kW 級</td><td colspan="2">法令基準値以下</td></tr>
<tr><td rowspan="3">セラミック部品</td><td colspan="3">高温強度（1500℃）</td><td colspan="2">破壊靱性（室温）</td></tr>
<tr><td colspan="2">最低保証強度</td><td colspan="2">ワイブル係数※（参考値）</td><td rowspan="2">8 Mpa・√m 以上</td></tr>
<tr><td colspan="2">400 MPa 以上</td><td colspan="2">20 以上</td></tr>
</table>

（備考：熱効率は燃料の低位発熱量に基づく熱入力に対するエンジンのグロス軸出力の比とし，大気条件は気圧 760 mmHg，温度 15℃ を基準とする。）

※ワイブル係数：製造物の品質に関する指標で，大きいほど歩留まりがよい。

2．研究開発の取り組み及び成果

本プロジェクトには，多くの難関が予想されたため，1つのシステムを開発し，実用化を目指すのではなく，CGT の技術的成立性の検証を目的とし，複数の技術を平行的に開発した。

技術開発の初期段階では，複数の技術のいずれが優れているかの判断は難しく，時には実用化した段階でも，異なる技術の製品と競合することもあるため，平行開発は必要であったと考えられる。

具体的には，移動体用で1機種（開発途中で技術的困難性が明らかになった等の理由から開発中止），定置型2機種（1軸型と2軸型）を実施した。（下図参照）

1軸型では，セラミック部材の大型化は相当困難であるとの認識に立ち，「大型セラミック部品を用いない」，「将来の CGT の大型化を念頭に置く」，との基本方針から，燃焼器とガスタービンを同軸上に置く構造で，金属円盤にセラミックタービン翼を埋め込む形式を採用した。

これに対し，2軸型では，セラミック部品の大型化は可能であるとの認識の下で，構造的には一般的な形式を採用し，セラミック部品をシステムになじませる，例えば，セラミック部品の独立支持による応力緩和などに，開発のポイントを置いた。

結果的には，セラミック部品の大型化に成功したこと，小型ガスタービンでは従来にない高温での運転であったため，金属部品の膨張・変形が予想以上にシステムに与える影響が大きかったことから，2軸型では，42% を超える熱効率，1000 時間の運転を達成したが，1軸型では，本プロジェクトの期間中は，振動，変形などの問題が解決できず，熱効率も 34.7% にとどまった。

本プロジェクトにおいて，セラミックをガスタービンの構造部材として使用できることが確認された事は，世界のセラミック関係者にとって大きな朗報であり，セラミック開発のマイルストーンとなるものと考えられる。しかしながら，セラミック部品自体に問題がなくても，ガスタービン全体のシステムのどこかに問題が生じると，やはり真っ先に壊れるのがセラミックである。したがって，更なる高性能化が求められる一方，セラミック部品と金属部品をうまくシステムとして統合させていくノウハウ，知見を蓄積することが必要であり，関係者の更なる努力を期待したい。

3．今後の展望

本プロジェクトは，CGT 技術の検証を目的としており，300 KW 級でさらに開発を進めるべきかどうかは，同出力クラスのエンジン等の市場動向などを考慮する必要がある。今後の取り組みとして，主に3つの方向が考えられる。

1つ目は，電気事業用大型（数十万 KW 程度）ガスタービンのセラミック化である。現在，世界の主流となっている，アドバンスドコンバインドサイクルは，冷却技術によりタービン入り口温度を高温化することにより成立している。こうした，ガスタービン技術については，海外メーカーに一日の長があり，これと競合することは容易ではないと考えられる。従って，材料技術により，タービン入り口温度を高温化し効率を向上させるアプローチについては，日本に一日の長があり，追求すべき方向と言えよう。しかしながら，①既存の窒化珪素系セラミックで対応できるか，②1700℃ 級の大型ガスタービン開発プロジェクトが存在する，③高温強度に優れた MGC 材料があり，先導研究が実施されている等の状況から，しばらく状況を見極めることが重要であると考えられる。

2つ目は，主にコージェネレーション用中型（数万～数千 KW 程度）ガスタービンのセラミック化による冷却動力削減である。この方向性については，①今後市場の拡大が想定されること，②この出力規模では，既存の金属ガスタービンが競合相手であること，③小型ガスタービンに比べセラミック部品採用によるコスト上昇が小さいこと等から早期実用化に向けて研究開発を進める

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

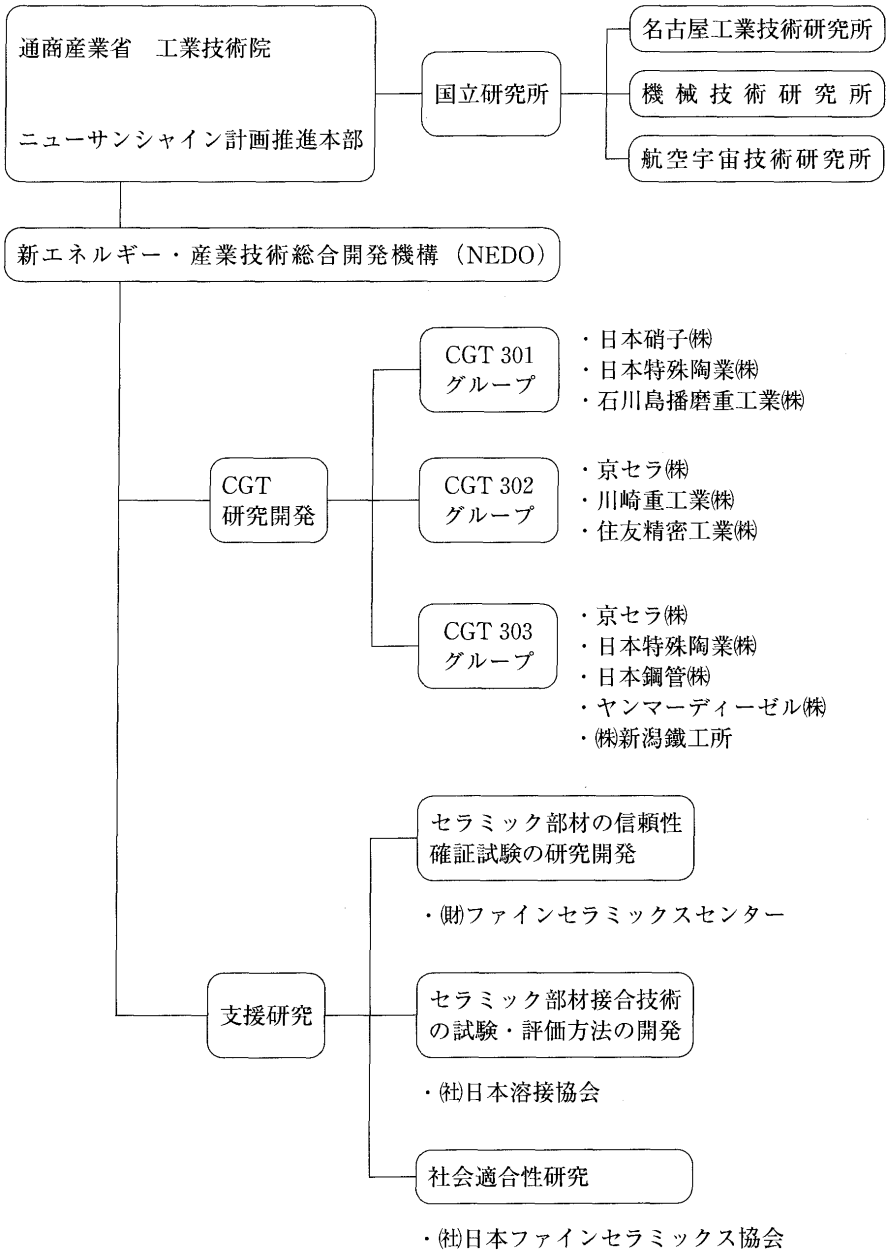


図　研究開発体制

ことが重要であると考えられる。

ただし，一から開発することは，多大の資金と時間を要し，さらに，CGT に関する信頼性に懸念があることから，リスクが極めて大きく現実的でない。

このため，事業化リスクを低減する技術開発が必要であり，既存のガスタービンの一部セラミック化により，開発コストの低減を図ることが重要であると考えられ，今年から，「産業用コージェネレーション実用技術開発」で実施することとなっている。

3つ目は，コージェネレーション，小規模発電用小型（100 KW 未満）ガスタービン（通称，マイクロガスタービン）のセラミック化による高効率化である。

電力規制緩和の進む米国では，配電網を必要としない，新しい電気事業の形態をもたらす技術として，マイクロガスタービンが注目されている。最近の技術開発によって効率も相当上昇（20～30%）したことから，寿命，メンテナンス，コスト，環境調和性での優位性が評価され，市場に受け入れられると期待されている。

マイクロガスタービンは，小型であるため，冷却技術による効率向上は期待できず，セラミック化による効率向上の持つ意味は極めて大きく，第 2 世代のマイクロガスタービン（2000 年代初頭）はセラミック化すると予想される。

いずれにせよ，発電技術として，中核技術であるガスタービン技術にセラミック技術で貢献し，日本独自のガスタービン技術を構築することは，日本の産業・経済のみならず，世界のエネルギー問題にも大きく貢献しうるポテンシャルを有することを意味し，今後とも開発を継続することが重要であると考えられる。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/03.

特集・300 kW セラミックガスタービン

再生式1軸セラミックガスタービン CGT 301 の開発

佐々　正*1
SASA Tadashi
田中　眞也*1
TANAKA Shinya
三上　隆男*1
MIKAMI Takao

キーワード：ガスタービン，セラミック部品，セラミック動翼，燃焼器，熱交換器，圧縮機，
Gas turbine, Ceramic components, Ceramic blades, Combustor, Heat exchanger, Compressor

1．はじめに

ガスタービンは，小型軽量であり，NOx 排出・騒音等の低減による地球環境の保全を可能とする原動機として期待されるところが大きい。特に大型ガスタービンでは，タービン翼等に高度な冷却技術を適用することによりタービン入口温度（TIT）を耐熱合金の耐用温度以上に上昇させ，熱効率の向上が図られてきたのに対して，小型ガスタービンでは，このような技術を適用することが困難であることから熱効率が比較的低く，産業用原動機としての適用が限られているという問題点があった。

このような課題に対して，通商産業省工業技術院のムーンライト計画（現ニューサンシャイン計画）において，昭和63年度より，耐熱セラミックスを高温部に適用することによって従来より高効率で環境適合性に優れた産業用小型ガスタービンを開発するプロジェクトが開始され，新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）により研究開発が推進されてきた。この計画の中で，石川島播磨重工業㈱は，日本碍子㈱，日本特殊陶業㈱と共に，300 kW 級コージェネレーション用再生式1軸セラミックガスタービン（略称 CGT 301）の研究開発を担当してきた。

ここでは，CGT 301 の要素開発並びにエンジンシステム開発における経過と成果を総括的に紹介する。

2．CGT 301 の基本構造

セラミックガスタービン CGT 301 の基本設計に当たっては，民生用，産業用に幅広い展開を可能とするハイブリッドタービン方式（セラミック部品と金属部品との組合せ）を基本コンセプトとし，耐熱性に優れたセラミックスを高温部に，他の部分には歪を許容する金属を使用した構造を全体的に採用した[1]。特にタービン回転系は，セラミック動翼を金属ディスクに植込むハイブリッドロータ方式の2段軸流式とした。タービン静止部に関しては，タービンスクロールのような大型のセラミック部品の採用を避け，また，予測困難な熱変形等の発生を避けるために，静止部品をできるだけ軸対称に配置する構造とし，単筒缶型の燃焼器をタービンと同軸上に配置する構造とした。更に，タービンと圧縮機の中間にバランスピストンを設け，その片側に圧縮機吐出空気の一部を導くことにより，タービン・圧縮機に作用する推力を相殺させ，軸受の長寿命化を図った。また，タービン入口にはノーズコーンを用いて，燃焼器からの高温ガス通路を構成させた。また，セラミック部品自体についても，その信頼性，製作・加工性を考慮して，極力小型・単純形状化を図った。

CGT 301 のシステム全体の概念図を図1に示す。

3．要素技術の研究開発

CGT 301 としての基本型 CGT およびパイロット CGT における目標性能を表1に示す。同表に示された

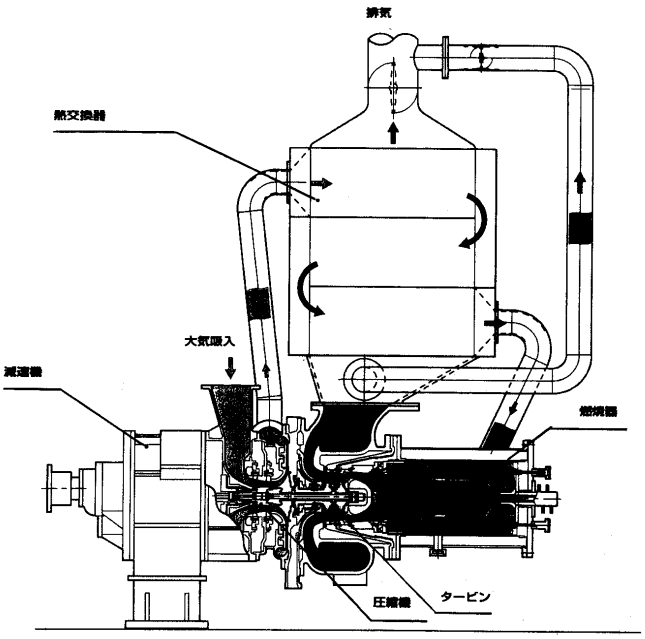


図1　CGT 301 のシステム全体概念図

原稿受付　1999年6月7日
＊1　石川島播磨重工業㈱ 技術開発本部
〒135-8732 東京都江東区豊州 3-1-15

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

要素性能および構造信頼性の達成のために，下記のように，各要素技術の研究開発を進めてきた。

3.1 タービン

タービンの形式としては，図2に示すように，軸流式2段を採用した。

空力解析に基づいて設計したタービン動静翼の翼形状を金属にて製作し，要素試験装置にて各段毎の性能試験を実施して，それを基にタービン効率を求めた。図3には，基本型 CGT 用タービンについて，タービン効率に対する翼端隙間の影響を計測した結果を示す。

タービン動静翼の翼形状の改良を繰り返した結果得られたパイロット CGT 用タービンの性能試験結果を図4に示す。表1に示すタービン効率目標値 87.5% に対して，段落効率としてこれをほぼ満足する 87.3% が得られた。

タービン回転系には，セラミック動翼を金属ディスクに植込むハイブリッドロータ方式を採用したが，高速回転条件下にて動翼植込み部には大きな応力集中が発生し易く，脆性材料であるセラミック部品を用いる場合には特に大きな問題となった。これをできるだけ緩和するために，図5に示すように，動翼植込部について2次元接触応力解析を行って，応力低減を可能とする形状を決定し，更に，図6に示すように翼全体について3次元応力解析を行って，動翼植込部の最大応力値を材料強度に対して十分低い値に押さえうるよう設計を行った。

セラミック動翼／金属ディスク植込部には，金属箔の緩衝材を挿入して応力集中の緩和を図った。この緩衝材の評価のためには，図7に示すように動翼植込部を模擬したセラミック試験片と金属ディスク溝を模擬した治具とを用いて，回転条件下での遠心力を模擬した引張試験

表1　CGT 301 エンジンおよび要素目標性能

項目		中間目標 基本型CGT	最終目標 パイロットCGT
エンジン	タービン入口温度	1200℃	1350℃
	熱効率	30%	42%以上
要素	圧縮機		
	圧力比	7.3	7.3
	断熱効率	79%	81.5%
	熱交換器		
	温度効率	84%	84.5%
	燃焼器		
	燃焼効率	99.0%	99.0%
	NOx排出濃度	70ppm	35ppm
	タービン		
	断熱効率	83%	87.5%

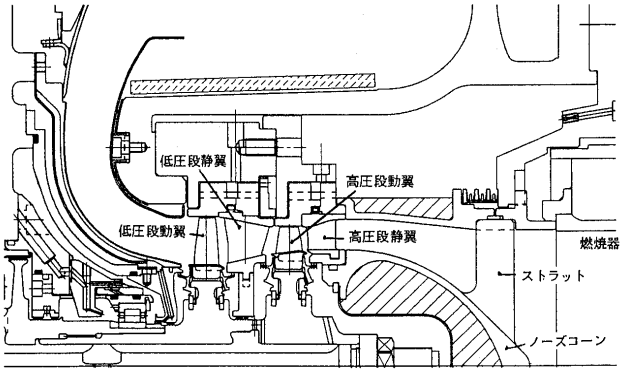


図2　CGT 301 のタービン高温部構造
(パイロット CGT)

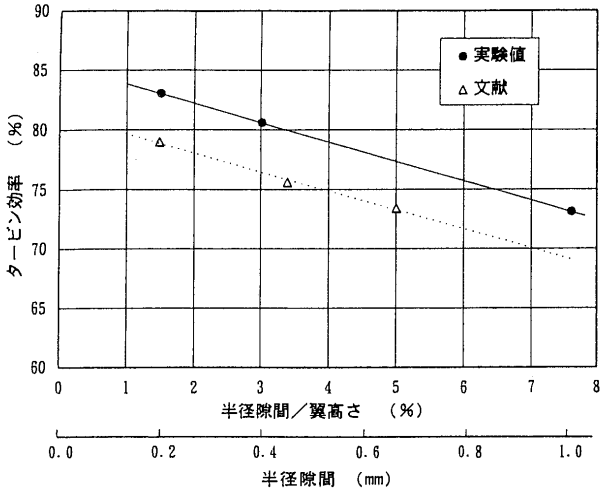
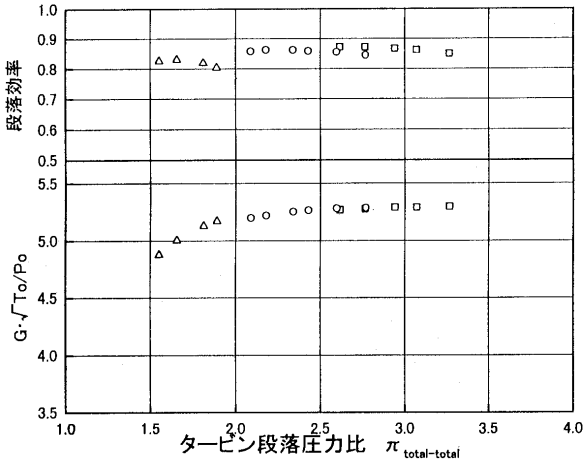
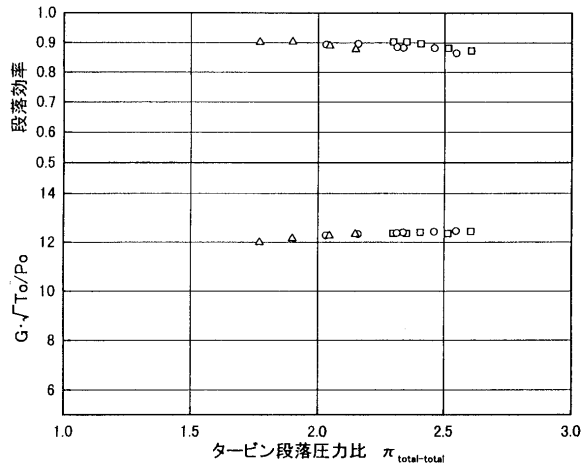


図3　タービン効率に対する翼端隙間の影響
(基本型 CGT 用タービン)



(a)　高圧段タービンの性能



(b)　低圧段タービンの性能

図4　パイロット CGT 用タービン性能試験結果

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

を実施した。緩衝材の耐久性に関しては，長時間の圧縮クリープ試験により，評価を行った[2,3]。

このような評価の結果，厚さ0.15 mmのニッケル系緩衝材を採用することとし，これを用いたハイブリッドロータについてタービン要素試験装置による高温回転試験を実施した。その結果，TIT 1350℃，定格回転数にて十分な信頼性を有することを確認した。

タービン静止部に関しては，基本型CGT用の高・低圧段静翼，ノーズコーン，ストラット，その他ガス通路部品等の全セラミック静止部品をエンジンと同一条件にて要素試験装置に組み込み，エンジンの起動停止を模擬した熱サイクル試験を実施した。その結果，エンジン起動停止100サイクル以上に対する信頼性を有することを確認した。

動翼の振動防止，及びプラットフォーム下部のガスの吹き抜けによる性能低下を防止する目的で，シールダンパ[4]の開発を行った。シールダンパには，シール機能のための適度な柔軟性と，ダンパ機能のための適度な重量とが要求され，セラミック繊維系材料を適用した。要素試験の結果，高温高速回転に対する信頼性，並びに振動防止効果が確認され，エンジンへの適用が可能となった。

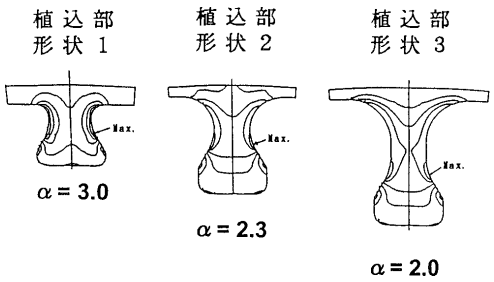
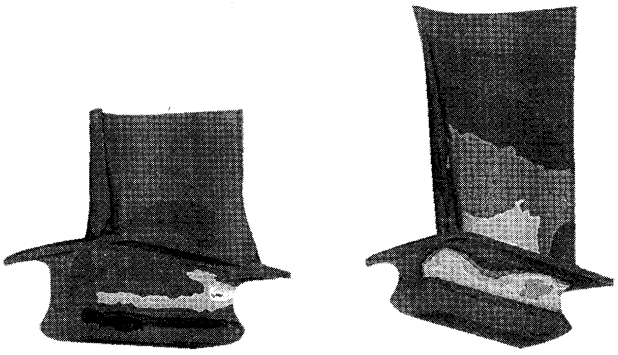


図5　動翼植込部形状と応力集中



(a)　高圧段動翼　　(b)　低圧段動翼

図6　パイロットCGT用動翼の応力解析結果

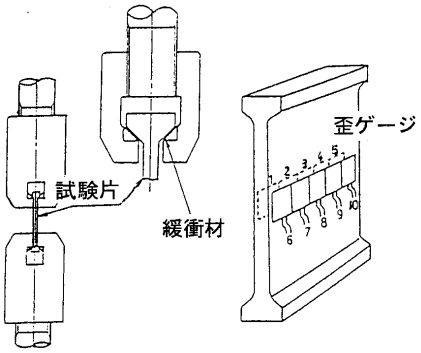


図7　動翼植込部緩衝材評価試験

3.2　燃焼器

CGT 301の燃焼器は，大きな熱応力の発生しにくい単筒缶型であるが，更にセラミックライナの応力低減を図るために，軸方向にも分割した構造を採用した。この燃焼器ライナを試験装置に組み込み，エンジンの起動停止を模擬した熱サイクル試験を実施した結果，起動停止100サイクル以上に対する信頼性を有することを確認した。更に，パイロットCGT用としてはセラミックライナの一体化も検討しており，TIT 1350℃までの燃焼試験に伴う起動停止に対する信頼性を有することを確認した。

NOx排出濃度低減のために，CGT 301の燃焼器においては，予混合希薄燃焼方式を採用した。パイロットCGT用燃焼器としては，部分負荷に対応するために図8に示す希釈空気孔開度可変機構を設け，更にNOx排出濃度低減を図るために燃料噴射孔の他に燃料噴射管からも燃料を供給しうる機構を設け，燃焼制御範囲の拡大並びに構造の最適化を図った[5]。その結果，図9に示す

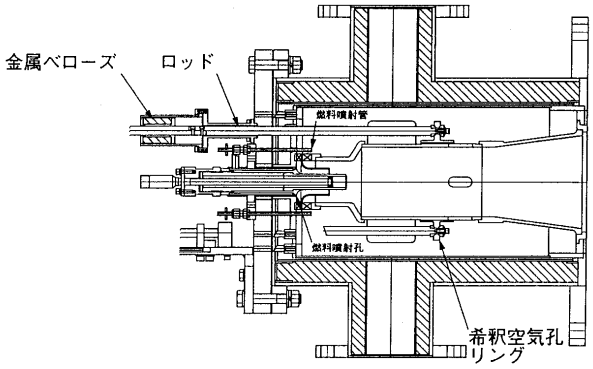


図8　パイロットCGT用可変機構付燃焼器

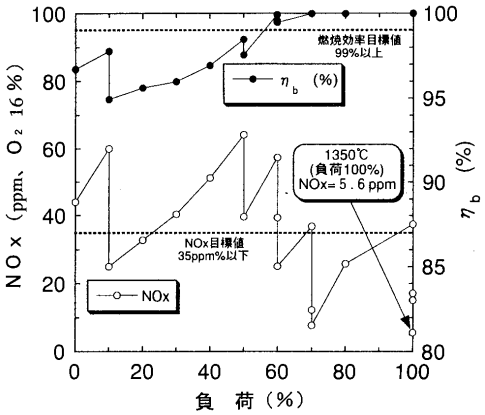


図9　セラミック燃焼器の排気特性

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

ように，燃焼を最適に制御した状態において，TIT 1350℃におけるNOx濃度最終目標値35 ppmに対して，その1／6以下の5.6 ppmの値を得た。冷却空気を全く必要とせず空気と燃料との予混合を十分に行いうるセラミック燃焼器の大きな利点と言うことができる。

3.3 圧縮機

CGT 301の圧縮機には，軸流段と遠心段との組合せ方式を採用した。翼型の改良と流体損失の低減などによる効率の向上，ディフューザの改良などによる作動域の拡大，SVによる制御性の向上，等の研究開発を進めてきた。

その結果，パイロットCGT用に開発した圧縮機においては，圧縮機性能の最終目標値81.5%に対して，これをほぼ満足する81.1%を達成した（図10）。

3.4 熱交換器

CGT 301の熱交換器は，シェル・チューブ式の熱交換器ブロックを3段に積み重ねた3回流方式とした。比較的低温である上2段は金属製U字管方式とし，高温の下段を直管群からなる伝熱管ブロックとした。基本型CGTエンジンにおいては，この高温部も金属製伝熱管を用いて製作したが，パイロットCGT用としては，要素試験装置を用いて，高温部にセラミック伝熱管を用いた熱交換器の開発を進めた。このセラミック熱交換器の方式としては，図11に示すように，セラミック伝熱管2個と金属製U字管群からなる熱交換器モジュールを製作し，同モジュールを必要数集積することにより熱交換器全体システムを構成させる構造とした。パイロットCGT用熱交換器の場合，モジュール6基を用いて全体を構成することとした[6,7]。

図12には，要素試験装置において，熱交換器モジュール2基を締結して試験した場合（全体の1／3モデル）の性能試験結果を示す。パイロットCGT用熱交換器としての温度効率目標値84.5%以上に対して86%を達成し，また圧損目標値4.5%以下に対して2.9%を達成した。

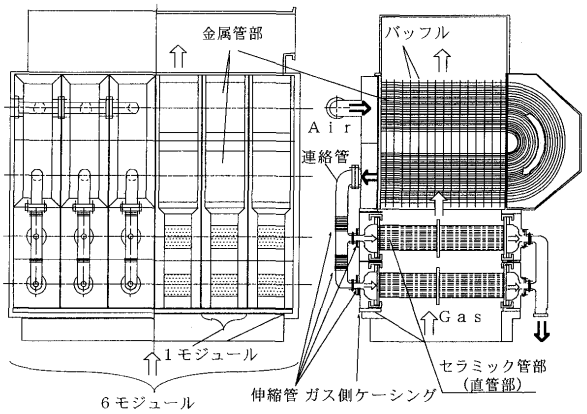


図11　モジュール構造セラミック熱交換器

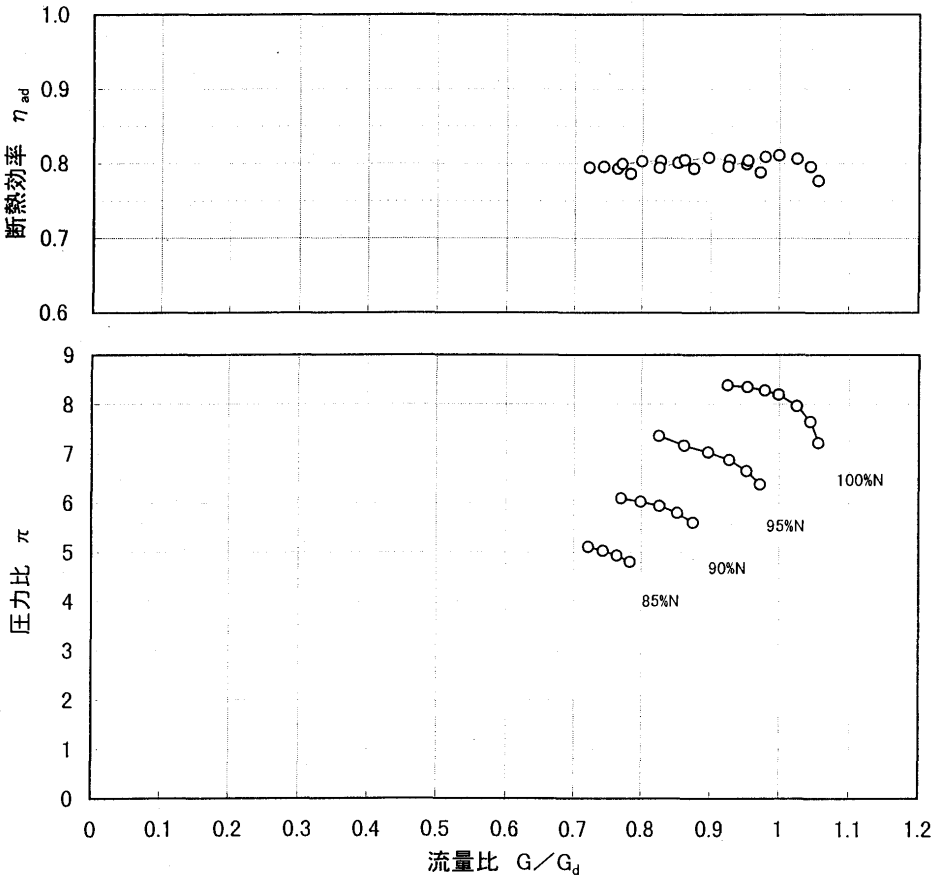


図10　圧縮機性能試験結果

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/09

4．エンジンシステムの開発

4.1　エンジン設計試作運転研究の進め方

基本設計の項にて述べたように，CGT 301 では，セラミックスの特性に配慮したエンジンの構造として，単筒缶型の燃焼器をタービンと同軸上に配置する構造を採用した。このため，タービン軸系は片側のみを軸受にて支持されたオーバーハング構造となる。このような特徴的な構造に関する検討のために，セラミック部品の適用に先立ち，第1次エンジンとして，全ての部品を金属製とした基本型 GT を試作し，運転研究を実施した。その結果，一部部品の改良等を経て，CGT 301 の基本構造が回転安定性等において十分な信頼性を有することを検証した[8]。

セラミックスの適用に当たっては，中間段階として基本型 CGT（TIT 1200℃）の設計試作運転研究を行い，その経験を踏まえて，最終的なパイロット CGT の開発に進んだ。

4.2　基本型 CGT

タービン，圧縮機，燃焼器等，各要素技術研究の成果を踏まえて，第2次エンジンとしての基本型 CGT の試作運転研究を実施した。基本型 CGT の運転研究においては，全てのセラミック部品を一挙にエンジンに装着するのではなく，金属製の基本型 GT の高温部品を順次セラミックスに置き換えていく方法を採用した[9]。運転研究の結果を踏まえて，エンジン各部の改良を行い，全てのセラミック静止部品，並びに高圧段・低圧段セラミック動翼を組み込んだエンジンの構成にて試験を実施し，TIT 1200℃，定格回転数（56,000 RPM）にて，十分な構造的信頼性を有することを確認した[10]。

特に，プロジェクト中間目標の1つとしての基本型 CGT エンジンの累積運転時間に関しては，定格回転数，TIT 1200℃ において，累積運転 20 時間以上の信頼性を有することを検証した[10]。

図 13 には基本型 CGT 301 のタービン・圧縮機部を示す。

4.3　パイロット CGT

パイロット CGT の試作運転研究においては，基本型 CGT の段階に対して，更に次の2つの大きな課題を克服することが必要であった[11,12]。

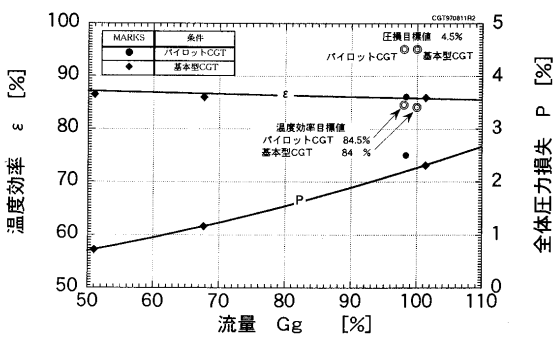


図 12　熱交換器性能試験結果

A．エンジンの高温化

B．エンジンの高性能化

このような課題に対して，要素技術の項にて述べた性能向上型部品を適用した他，次のような改良を実施した。

① 高温静止部の構造及び組立法の改良
② 冷却構造の改良と冷却空気量の低減
③ 断熱構造の改良による放熱の低減
④ 高温運転時の各部変位の予測精度の向上
⑤ 圧縮機／タービンのマッチングの改良
⑥ 動翼プラットフォーム下部吹抜けの低減
⑦ 動翼先端隙間の低減

先ず，エンジンの高温化に関しては，上記の項目の内，主として①～③の改良により，TIT 1350℃，定格回転数にて，エンジンが構造的信頼性を有することを確認した。

更に，エンジンの高性能化に関しては，上記の項目の内，主として④～⑦の改良を行ってエンジン試験を行った結果，図 14 に示すように，TIT 1350℃ において，エンジン熱効率 35% を得た。

図 15 には，基本型 CGT，パイロット CGT を通じての累積のエンジン試験時間を示す。

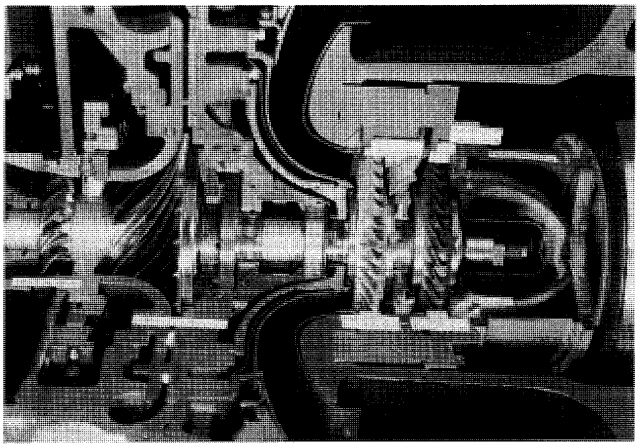


図 13　基本型 CGT 301 のタービン・圧縮機

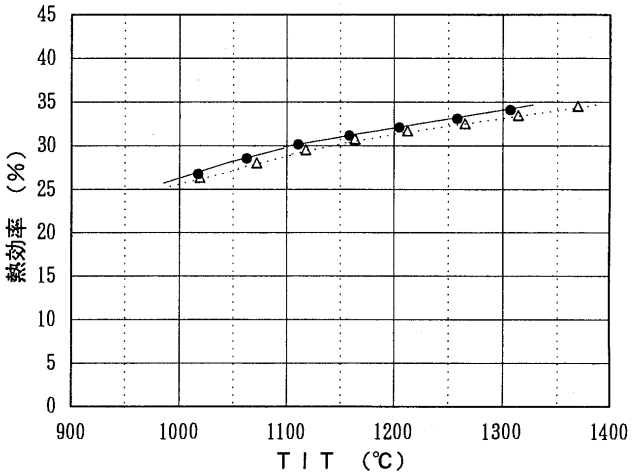


図 14　パイロット CGT エンジン性能試験

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

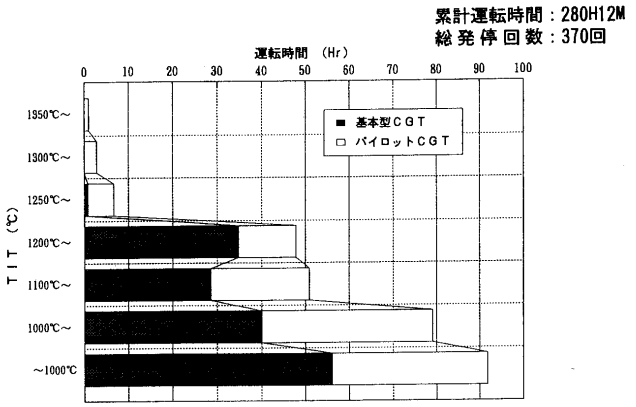


図 15　CGT 301 エンジンの累積運転時間

5．まとめ

ハイブリッド型タービンを特徴とするセラミックガスタービンの開発は世界に未だ成功の前例のない開発であり，特にエンジンの試作運転研究においては，ここに至るまでに多くの技術的問題に遭遇した。各要素技術開発においては，ほぼ目標とする性能を達成することができ，また，エンジンシステムの試験においても，最終目標の TIT 1350℃ は達成することができた。しかしながら，エンジン熱効率に関しては，目標値を十分に達成するに至らなかった。この最大の要因は，300 kW という小型のガスタービンにセラミックス／金属ハイブリッド構造の適用を試みた結果，回転系・静止系を含めた構造全体の熱変形の予測・制御の精度の限界から，翼端隙間を計画値まで詰めきれなかったことにある。ハイブリッド方式のセラミックガスタービン技術を実用化レベルまでもっていくには，未だ技術課題が残されていると言わざるをえないが，CGT 301 の研究開発を通じて，今後，中・大型のガスタービンにセラミックスを適用していくため基本技術として多くの知見が得られたと考えている。

謝辞

本研究開発の全期間を通じてご指導ご鞭撻を頂いた学識経験者の方々をはじめ，通商産業省工業技術院殿，新エネルギー・産業技術総合開発機構殿，国立研究所殿，そして，何をおいても，ガスタービン開発側からの勝手な要求に常に快く応え，困難を共に乗り越えてきていただいた日本碍子㈱，日本特殊陶業㈱の研究開発担当者の方々に心から感謝の意を表したい。

参考文献

(1) 倉田公雄，日本ガスタービン学会誌，17－67（昭 63－1），p. 5
(2) Tagashira, K., Okamura, J., Mikami, T., Nishi, M., 21 st CIMAC, (1995), G 01
(3) 三上隆男，田中眞也，岡村淳輔，田頭浩一郎，西正輝，日本ガスタービン学会誌，24－93，(平 8－6)，p. 61
(4) 岩城史典，田頭浩一郎，西正輝，日本ガスタービン学会誌，25－98，(平 9－9)，p. 106
(5) Saito, T., Sato, J., ASME 97－GT－440（1997）
(6) Yoshimura, Y., Itoh, K., Ohhori, K., Hori, M., ASME 95－GT－208（1995）
(7) 芳村幸宏，伊藤勝規，大堀邦夫，堀政義，日本ガスタービン学会誌，23－90，(平 8－1) p. 55
(8) Saito, M., Sasa, T., Sakakida, M., Kurata, K., ASME 93－GT－49（1993）
(9) Sakakida, M., Sasa, T., Akiyama. S, Tanaka, S., ASME 94－GT－125（1994）
(10) Tatsuzawa, M., Taoka, T., Sakida, T., Tanaka, S., ASME 95－GT－201（1995）
(11) Mikami, T., Tanaka, S., Tatsuzawa, M., Sakida, T.,ASME 96－GT－252（1996）
(12) Taoka, T., Tanaka, S., Tatsuzawa, M., Sakida, T., ASME 98－GT－288（1998）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

特集・300 kW セラミックガスタービン

セラミックガスタービン（CGT 302）の研究開発

竹原　勇志*1
TAKEHARA Isashi
巽　哲男*1
TATSUMI Tetsuo
市川　善浩*1
ICHIKAWA Yoshihiro

1．まえがき

昭和63年から国のニューサンシャイン計画（当時ムーンライト計画）の一環として研究開発が開始されたセラミックガスタービン（CGT）プロジェクトは，途中，中間評価にて2年間の延長が決定され，昨年度（平成10年）に終了した。CGT 開発の目的は，ガスタービンの高温部分に耐熱性に優れたセラミック部材を適用することで，飛躍的熱効率の向上を狙うと共に，近年の対環境問題に対応するため，優れた排気ガス特性を実証することにあった。プロジェクトの開発目標を表1に示す。

川崎重工は，京セラ（セラミック部材担当），住友精密工業（熱交換器担当）と共に上記プロジェクトに参画し，「コージェネレーション用再生式2軸セラミックガスタービン」(CGT 302）の開発を担当した。エンジンは次の3つのフェーズに分けられ，開発が進められた。

1）基本型 GT（MGT，900℃ 級）
2）基本型 CGT（Basic CGT，1200℃ 級）
3）パイロット CGT（Pilot CGT，1350℃ 級）

基本型 GT は，まず CGT 開発を行うためのベースエンジンの開発であり，空力的に同一形状をもった金属製部品にて開発された。このため，タービン入口温度（TIT）は 900℃ に制限された。また，基本型 CGT は TIT＝1200℃ 級のエンジンで，セラミック材料には当時の従来材料（SN 252）があてられた。最終目標であるパイロット CGT に関しては，新たに開発された材料（後に，SN 281／282）にて TIT＝1350℃ 級のエンジン開発を行うものであった。

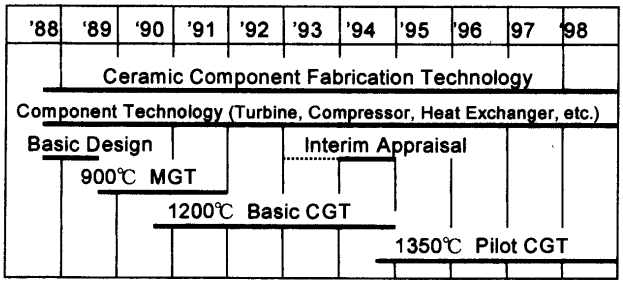
プロジェクトの途中，平成5年度に基本型 CGT の開発が終了した時点で中間評価が実施されたが，開発状況が十分ではないとして，評価を平成6年度に繰り延べ，さらに研究期間の2年間の延長が決定された。プロジェクトの開発年表を表2に示す。

CGT 302 は最終的にプロジェクト最期の平成10年度末（平成11年3月），目標であった熱効率 42% に到達することができた。本稿では，CGT 302 の研究開発総括について述べる。

表1　CGT プロジェクト開発目標

項目	目標値
熱効率	42 %
タービン入口温度	1350 ℃
出力	300 kW
排気エミッション	法規制値以下

表2　CGT プロジェクト開発年表



2．CGT 302 の基本設計ならびに特徴

2.1　基本設計

CGT 302 は部分負荷対応型コージェネレーション用として計画された。このため，2軸式が採用され，また高い熱効率獲得のために再生サイクルが採用された。エンジンの開発は3つのフェーズに分けられたが，CGT 302 の設計は，TIT＝1350℃ のパイロット CGT としてのみ設計が行われ，仕様が決定された。よって，基本型 CGT や基本型 GT はパイロット CGT の部分負荷として

表3　CGT 302 エンジン仕様

項目	単位	Pilot CGT 目標値	Basic CGT 目標値
出力	kW	300	140
熱効率	%	42	30
タービン入口温度	℃	1,350	1,200
空気流量	kg/s	0.94 *1	0.68
圧力比	—	8	5.9
GGT 回転速度	rpm	64,000 *2	68,400
PT 回転速度	rpm	47,800 *2	51,300
圧縮機効率	%	82	78
タービン効率 (GGT+PT)	%	85.5	82.2
熱交換器温度効率	%	80	78

*1 設計変更前 0.89 kg/s
*2 設計変更前 GGT: 76,000 / PT: 57,000 rpm

原稿受付　1999年6月7日
＊1　川崎重工業㈱ 汎用ガスタービン事業部 技術部
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町 1-1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

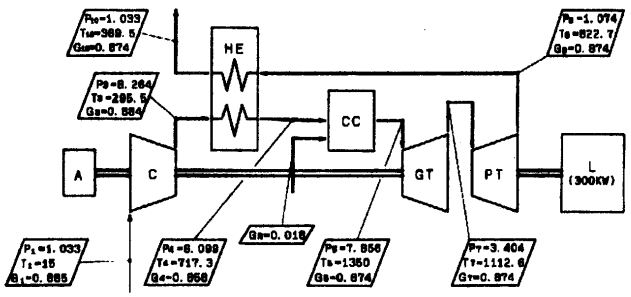


図1　CGT 302 各部状態量

の仕様である。なお，要素性能に関しては，プロジェクト中で開発要素があるとして，最終目標値よりは幾分低く設定された。パイロット CGT，基本型 CGT エンジン仕様値を表3に示す。

CGT 302 はエンジンサイクル検討の結果，圧力比が8と比較的高い値が設定され，このため TIT が 1350℃ でありながら，熱交換器の入口温度が 820℃ と金属製の熱交換器がかろうじて使用可能な温度となっている。熱交換器は信頼性や実績のある伝熱プレートフィン型（金属製）の Recuperator が採用された。サイクル検討によって決定された CGT 302 の各部状態量を図1に示す。

2.2　CGT 302 の特徴

CGT 302 開発の中で最も困難を極めたことの一つは，金属材料に比べて極めて脆く，熱膨張係数も小さいセラミック部品を，如何にエンジンフレームに取り付けるかということであった。これは，従来の金属部品のように，ボルト等でセラミック部品を固定することが，ヘルツ応力の発生等でできないといったことや，また異なる熱膨張差のため，部品間のシールやセンタリング機能を維持することが非常に困難であるためである。CGT は高い目標性能が掲げられており，これらは解決しなければならない課題であった。CGT 302 の組立断面図を図2に，また図3に CGT 302 の全セラミック部品を示す。

CGT 302 の特筆すべき基本的特徴は以下の通りである。

1）産業用ガスタービンで実績のある構造

2）切り欠き＋セラミックバネによる部品固定構造

3）FRC による締結構造

1）に関しては，弊社の産業用エンジンで培ったエンジンの基本的構造を踏襲し，また熱交換器には先にも述べたとおり AGT 1500 等で実用化されているプレートフィン型の Recuperator を採用した。

2）のセラミック部品の支持（組み付け）に関しては，スクロール，ガスジェネレータタービン(GGT)，パワータービン（PT）の各モジュールをそれぞれ独立でサポートし，これらをセラミックシール等でシールするといった構造を採った。セラミック部品を積重ね，全体をバネで押さえつける構造である従来のセラミックエンジンとは，違った試みであった。また，タービンのチップクリ

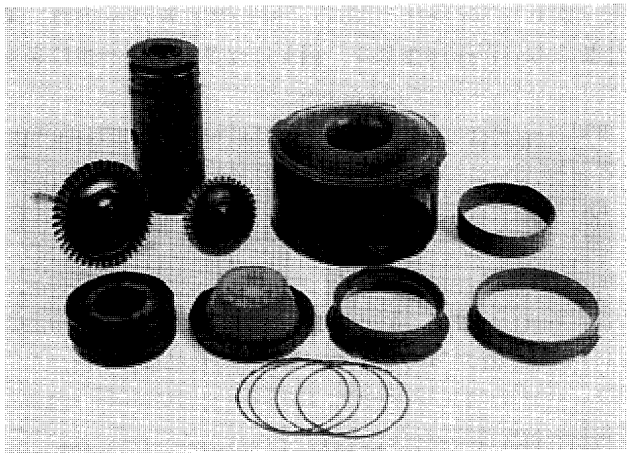


図3　CGT 302 のセラミック部品

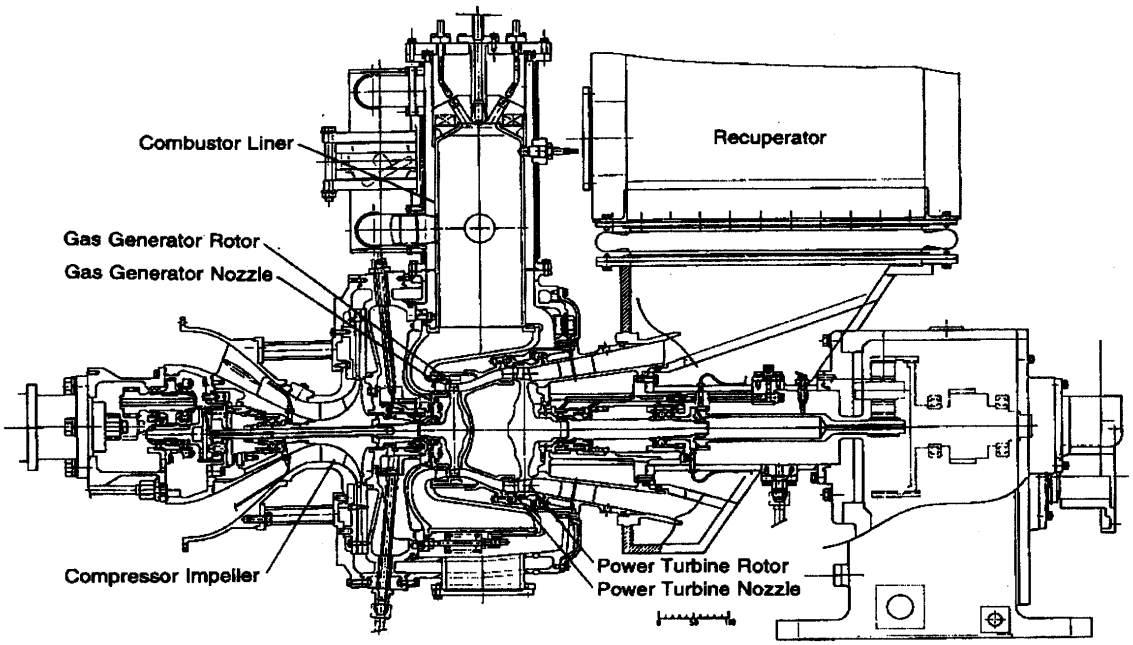


図2　CGT 302 組立断面図

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/13

アランス管理の目的にてタービンロータのシュラウドについては，ロータ軸受フレームと同じフレームから支持するといった配慮もおこなった。

セラミックバネは，シール目的のピストンリングと呼称している内外径シール用バネ，さらにセラミック部品固定用のコイルバネ，およびウェーブリングと呼称している波打ったリング状の皿バネの3種類を採用した。セラミック部品のセンタリングのためには熱膨張の大きい金属側を凹，セラミック側を凸の切り欠きとし，これらをセラミック製のウェーブリングやコイルバネにて押さえつける構造とした，また，エンジン運転と共に互いに相対移動する部品間のシールは，主にピストンリングとウェーブリングにて行われ，部品が変位してもシールが保たれるように配慮した構造を採った。当然ではあるが，CGT は無冷却にて TIT＝1350℃ という高温を実現しているので，金属材料では弾性が失われるため，バネには変型能は少ないがセラミック製を採用する必要があった。セラミックバネの材質は全てエンジン部品と同じ窒化珪素（京セラ SN 282）である。但しコイルバネのみ，某社製のものが採用された。図4にセラミックバネによる部品支持状況を示す。

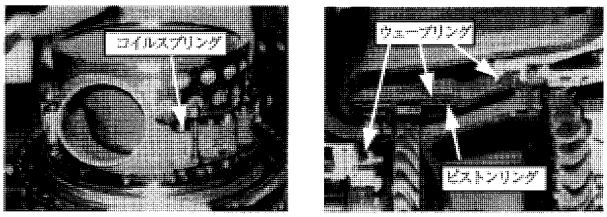


図4　セラミックバネによる部品支持

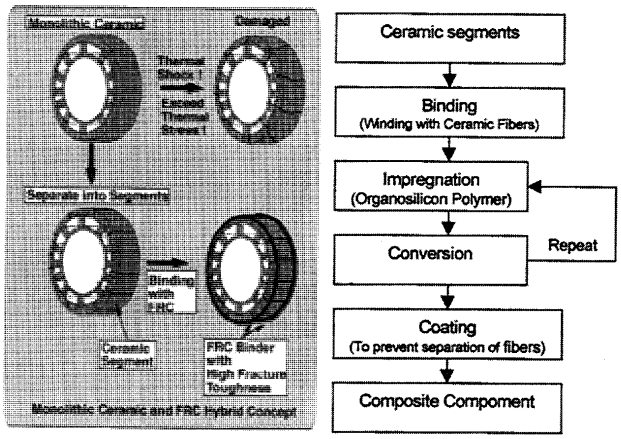


図5　締結ノズル製作方法

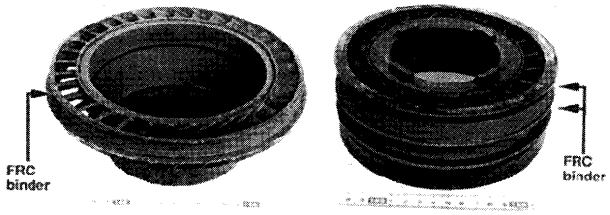


図6　締結されたGGT，PTノズルアセンブリ

次にセラミック繊維(糸)による締結構造3）はCGT 302用に新たに開発したものである。通常ガスタービンのタービンノズルは熱応力回避の目的からノズル翼をセグメントに分割する構造が一般的である。CGT 302も同様の趣旨からノズル翼がセグメントに分割されたが，熱膨張差やセンタリング等の問題でエンジンへの組み付けが問題となった。このため，セラミック繊維を巻き付けFRC化して固定する締結構造が新たに考案され，試みられた。FRC締結体は試験片によるテストが繰り返され，実機に応用された(*1)。締結繊維には試験片による評価の結果，Textron社のSiC繊維（SCS－6）が選定された。なお，繊維の線径は約0.1 mmで，数百mの長さの繊維が使用された。また，セラミック前駆体ポリマーには日本カーボン製のポリカルボシラン（PCS）を用いた。FRC締結体製作方法を図5に，製作されたタービンノズルを図6に示す。締結されたタービンノズルはエンジン実機の中で問題なく稼働し，CGT 302目標値達成の大きな原動力の一つとなった。

3．エンジン要素開発

3.1　タービン

3.1.1　タービン回転数の変更

CGT 302のタービンに関しては，当初セラミック部材が金属材料に比べて比強度が高いという理由から意欲的に回転数を上げ，空力性能の向上を狙った設計であった。しかし，基本型CGT運転試験の中で翼の欠け(チッピング）がしばしば問題となり，安定した運転が困難な状況に陥った。経験的にこれらはタービン翼の周速に影響し，主に周速が480 m／s以上になると発生が顕著になることが判明した。このため，エンジンの安定運転のため，定格回転数を下げることが決断され，タービンの周速が480 m／sとなるように設計変更がなされた。定格回転数の設計変更にあたっては，セラミック部品への影響を考えて，動翼だけの設計変更に止められた。これは，空力的にはタービンノズルやガスパスを最適化する必要があったが，全てのセラミック部品を再設計する必要があったため，時間的余裕やその他の理由で，多少の空力的犠牲はやむを得ないものと判断されたものであった。エンジン定格回転数は，76,000／57,000 rpm（GGT／PT）から64,000／47,800 rpmにそれぞれ下げられた。

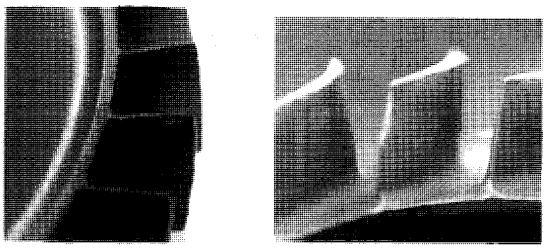


図7　GGT翼に発生したチッピング

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

表4　設計製作されたタービンロータ

GGT (φ144mm)		
Type	回転数	備考
Original	76,000 rpm	一体型
FOD 対策翼	76,000	Blunt LE, Thick TE
低回転型	64,000	Blunt LE, Thick TE
PT (φ192mm)		
Original	57,000	ハイブリッド型
低回転型	47,800	一体型, Blunt LE, Thick TE
翼改良型	47,800	Wide Code, Thin TE

それに伴い，タービン周速はGGT，PTともに，約570 m／sから480 m／sとなった。エンジン試験で発生したGGT翼のチッピングの状況を図7に示す。

3.1.2　一体型ホィール（Blisk）の採用

CGT 302のGGTにはタービン翼・ディスク一体型のいわゆるブリスクロータが採用されたが，PTに関してはタービンの外径がφ192 mmとかなり大型であったため，部品製作上の理由から翼セグメントを金属ディスクに植え込むいわゆるハイブリッドロータとして計画された。翼の植え込みには，金属エンジンで一般的なクリスマスツリー方式はブレード・ディスク間の熱膨張差の関係から採用できず，ダブテール方式が採用された。ダブテールは接触応力緩和のためにタイトな植え込みを避け，金属ディスク側に大きな溝をもたせた比較的ルースな植え込みを採用した。しかし，タービン性能獲得には，ハイブリッド方式では翼の翼先端寸法の管理が困難で，また翼セグメント間からのガスの吹き抜けを防止する必要があり，極めて不利であった。中間評価の後，パイロットCGT研究に移行する際，性能追求のため，PTについてもGGTと同じブリスクロータの変更が決められた。これは，材料の造形技術が開発当初より格段に進歩し，製作が可能になってきたためであった。CGT 302開発において設計製作されたタービンロータを表4に示す。

3.1.3　タービン性能開発

タービン性能については，開発は順調であり，当初より目標値を上回る性能が得られ，再現性もよいものであった。これらは次の要因によるものと考えられる。

1）タービン入口温度の均一化が理想的に実現された。（再生サイクルの採用やセラミック燃焼器・スクロールの採用）

2）ノズルやロータ等の冷却空気を完全に廃することができた。

3）セラミックロータ，シュラウドの採用で，熱膨張が小さいためにチップクリアランスを小さく管理できた。

エンジン実機（EG　S／N#4－27）にて取得された代表的なタービン性能を図8に示す。なお，タービン性能は，セラミック製の中間ダクトであるため，計測センサの取付が極めて困難であることより，GGT+PTの総合効率にて評価された。

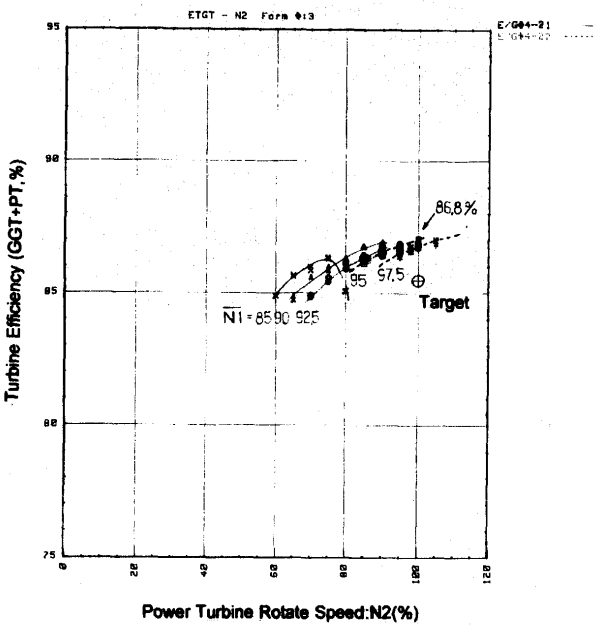


図8　タービン性能（S／N－#4－27）

3.1.4　アブレダブルPTシュラウドの開発

CGT 302の基本計画では，タービンのチップクリアランスは0.2 mmで計画されたが，実機では0.35 mmでの運転が限界であり，アブレダブルシュラウドの技術が必須と考えられていた。幸いながらも，チップクリアランス0.35 mmで目標効率は，平成9年度までに達成された。しかし，平成10年度においてエンジン目標効率達成のため，アブレダブルシュラウドの技術開発を行い，実機試験に供試した。アブレダブルシュラウドは，削れたシュラウド片がFODの原因となることを懸念してPT側にのみ採用された。CGT 302におけるチップクリアランスとタービン効率の試算値を表5に示す。

アブレダブルシュラウドはポーラスなセラミック（Ni_3Si_4）で製作され，セラミック製のシュラウドケーシングに接合された。製作されたシュラウドは，エンジン実機にて，まずチップクリアランス0.2 mmの試験が行われたが，理想的にアブレダビリティを示し，試験は問題なく終了した。チップクリアランスは最終的には0.1 mmまで評価され，これでもとくに問題は生じなかった。

表5　チップクリアランスとタービン効率（計算値）

T/C (mm)	GGT 効率	PT 効率	備考
0.10	83.6 (%)	87.7 (%)	
0.15	82.7	87.1	
0.20	81.8	86.6	
0.25	80.9	86.1	
0.30	80.1	85.6	
0.35	79.2	85.1	

*1　効率はT-T効率，ダクトおよびディフューザでの損失含む
*2　タービンはGGT，PT共に低回転型

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/15

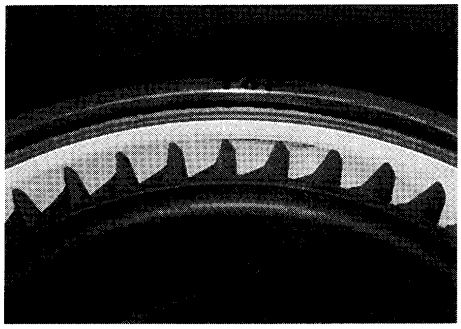


図 9　運転試験後のアブレダブルシュラウド

試験後のアブレダブルシュラウドを図 9 に示す。このアブレダブル技術は，CGT 性能向上には非常に有効であり，今後耐久性の評価が課題となろう。

3.2　圧縮機

CGT 302 の圧縮機は遠心単段式を採用し，流量が 0.89 kg／s で圧力比が 8，しかも効率目標値は 82% と意欲的な値に定められた。このため，開発は困難を極め，数多くの試作品が設計製作された。なお，流量についてはタービンノズルとのマッチングにより，開発途中で 0.94，0.92 kg／s と変更された。表 6 に設計製作された 8 種類の圧縮機を示す。

圧縮機の主な改良点は以下の通りである。

1）疑似パイプ型チャンネル型ディフューザ等の開発（実測による入口翼角度の最適化）

2）空力解析手法の改善

3）スプリッタ翼による翼面負荷低減

このうち，1）については実測されたインペラ出口角度をもとに，それに合わせた入口角度を持つディフューザ（疑似パイプ型）が設計製作された。図 10 に計測されたインペラ出口角度と設計されたディフューザ入口角度を示す。

製作されたインペラの中では Type F が最良であった。最後の設計となったダブルスプリッタ型の Type H はスプリッタ翼の開始位置に問題があり，さほど性能は伸びなかった。取得された Type F のコンプレッサマップを TypeH と比較して図 11 に示す。

Type F の性能は 79.1% の断熱効率が得られたが，目標値である 82% には大幅に不足した。ここで，図 12 に実用化されている圧縮機について，ポリトロープ効率で比較した図を示す。ポリトロープ効率で評価した場合，CGT 302 の圧縮機は実用機における最高レベルの効率を得ていることがわかる。このことを鑑みると圧縮機の

表 6　CGT 302 用圧縮機

Type	回転数 (rpm)	流量 (kg/s)	翼枚数	設計コンセプト	年度
A	76,000	0.89	18	フルブレード、準 3 次元設計	1989
B	76,000	0.89	14+14	フルブレードとは異なったスプリッタ翼、リアローディング型、準 3 次元設計	1989
C	69,000	0.89	14+14	低回転型(ﾊﾞｯｸｱｯﾌﾟ)、3D ｵｲﾗｰｺｰﾄﾞ設計	1991
D	76,000	0.89	14+14	3D ｵｲﾗｰｺｰﾄﾞ設計、ﾌﾛﾝﾄﾛｰﾃﾞｨﾝｸﾞ型	1991
E	76,000	0.94	14+14	Type D のフローパターン改善型	1992
F	64,000	0.92	14+14	回転数変更に伴う再設計、3D ｵｲﾗｺｰﾄﾞ	1995
G	64,000	0.92	14+14	3D N-S ｺｰﾄﾞ	1996
H	64,000	0.92	9+9+18	ダブルスプリッタ型 3D N-S ｺｰﾄﾞ	1997

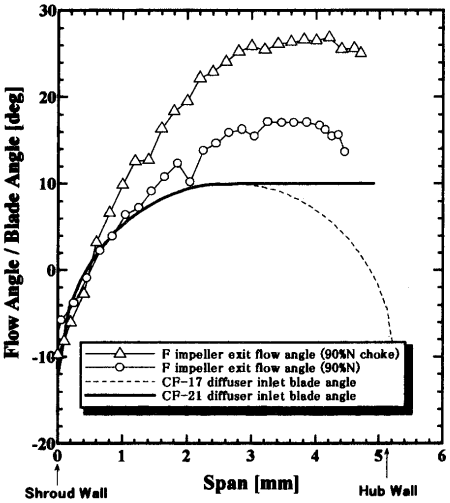


図 10　疑似パイプディフューザの設計

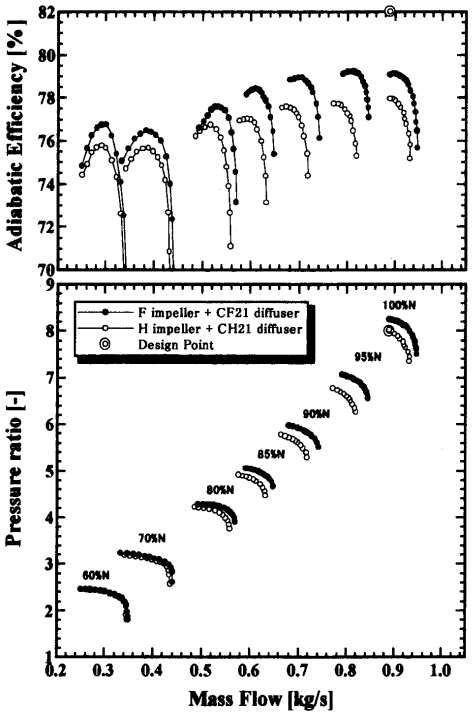


図 11　CGT 302 圧縮機マップ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

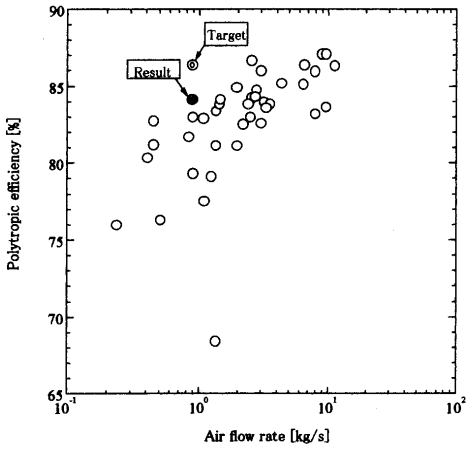


図 12　圧縮機ポリトロープ効率

目標値設定がいささか野心的すぎたのかも知れない。

3.3　燃焼器

CGT プロジェクトの目標には熱効率の達成と同時に対環境型エンジンであること（排出 NOx が法規制値以下：大気汚染防止法 70 ppm）が求められている。このため，CGT 302 では，NOx 低減のために予混合燃焼方式を採用し，研究開発が進められた。計画された燃焼器のスキームを図 13 に示す。

燃焼器ライナは上部に配されたセラミック製のリングを介してスプリングバネにて押さえられている。この燃焼器は可変機構を持ち，バイパス管に備え付けられたバルブを操作することでスワーラに導き入れる空気の量を制御する構造となっている。なお，このバイパス管は当初 4 本で計画したが，燃焼に問題がなかったため，最終的には 1 本に集約された。

燃焼器はエンジン実機に搭載する前にリグにて開発試験が行われた。リグ試験では，入口形状やダイリューションホールなどに改良が加えられ，NOx 排出値は定格条件（TIT＝1350℃）で最終的に 8.9 ppm が確認された。リグにて取得された CGT 302 の燃焼器特性を図 14 に示す。なお，エンジン実機での燃焼器の特性は次項に記す。

このように燃焼器の NOx 排出特性が極めて優秀であったことは，セラミック製の燃焼器の採用で冷却空気を排することが可能になり，結果的に燃焼温度を低く抑

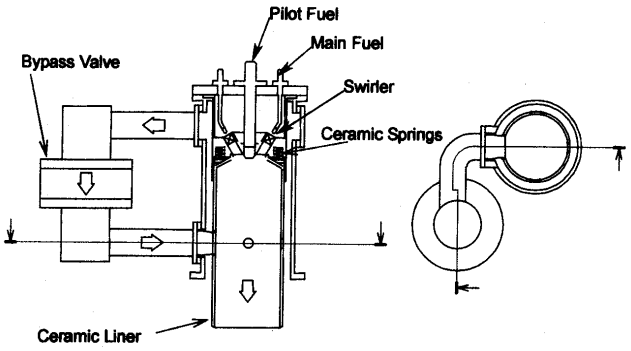


図 13　燃焼器スキーム

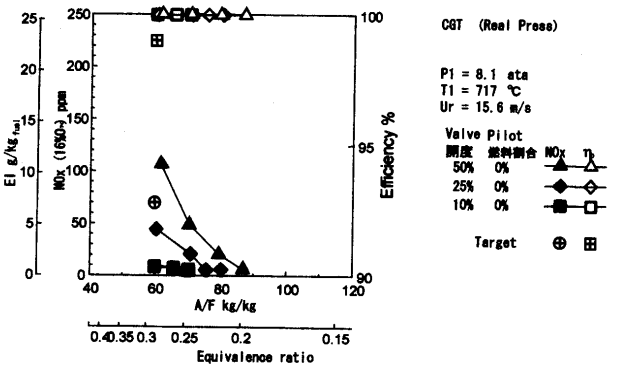


図 14　燃焼器リグ試験結果

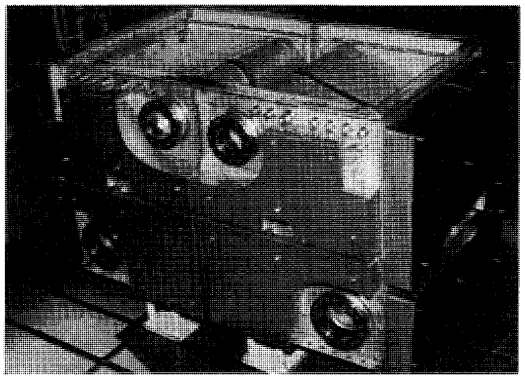


図 15　CGT 302 熱交換器（98 段型）

えることができたためである。また，リグ試験でセラミック製燃焼器は金属製に比べて，保炎性に優れ安定した燃焼が得られることが分かった。これは壁面温度や壁面からの輻射等が影響していると考えられる。

3.4　熱交換器

CGT 302 の熱交換器は，目標温度効率で 82% が掲げられたが，これについても首尾よく達成することができた。なお，熱交換器に関してもエンジンの最終的な目標値達成のためタービンと同様，さらなる効率改良が試みられた。製作された熱交換器については，圧力損失を増やすことなく温度効率を高めるのは，非常に困難と思われたので，積層プレートを増段することが画策された。改良は元設計の 79 段積層プレート（2 コア）から，エンジンテストベンチに収まる限界の 99 段まで一気に容量増大が行われたが，製作（ろう付け）に困難をきたし，最終的には片肺 49 段のコア 2 個をつなぐ方式（結果的に 98 段となる）にて製作され，エンジン試験に供試された。製作・試験された熱交換器を図 15 に示す。

4．エンジン開発

4.1　エンジン運転試験概要

CGT 302 は，平成 2 年度に初めて金属製エンジン（基本型 GT）によって運転され，プロジェクト期間のぎりぎりの平成 11 年 3 月まで継続して運転試験が続けられた。この間，230 台ものエンジンが組み立てられ，性能試験における総運転時間は 370 時間に及んだ。この間，

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

基本型GTにて23%（TIT＝900℃）の熱効率を記録し，平成6年にはTIT＝1190℃にて33.1%を記録してプロジェクトの中間目標値である30%を達成した。最終のパイロットCGTは，平成10年の秋に40%を突破したが，目標の42%へは運転試験の最終日になってようやく到達することができた。

図16に年度ごとのCGT 302性能達成値を示す。

4.2　パイロットCGTにおけるエンジン性能改善

パイロットCGTの運転試験において，最終的に熱効率は42.1%が達成された。パイロットCGTで取得された性能データを表7ならびに図17に示す。

次にパイロットCGTにて実施された性能改善対策について述べる。主な対策は以下の通りである。

1）エンジンのマッチングの最適化

2）要素効率の改善（タービン，圧縮機，熱交換器）

3）エンジンの断熱強化

4）吸気冷却による運転試験

1）のエンジンマッチングの最適化は主にタービンのスロート面積を最適化するように対策された。通常，タービンのスロート面積を絞っていくと，圧縮機の作動線を高圧高効率側へ移行させることができるが，サージ特性が悪くなる。CGT 302は2軸のガスタービンであり作動範囲が広いため，サージマージンと効率を両立させる最適なタービンスロート面積が選定された。

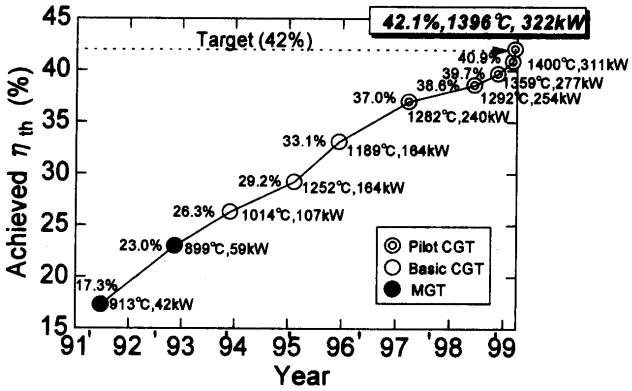


図16　CGT 302年度毎性能達成値

表7　パイロットエンジン性能達成値

Engine No.	Unit	Target	#4-27	#4-31	#4-32	#4-36
Inlet Air Temp.	℃	15	25.9	12.7	-7.9	8.6
corr.N1 (act.N1)	%	100	98.1 (99.9)	98.0 (97.6)	99.1 (95.1)	100.2 (99.1)
N2	%	100	105.0	103.2	103.9	106.0
corr.Output (act.)	kW	300	254.0 (257.1)	276.8 (276.5)	285.2 (275.7)	291.4 (287.9)
corr.TIT (act.)	℃	1350	1291.5 (1350.9)	1359.1 (1346.1)	1412.3 (1278.2)	1381.5 (1344.7)
Thermal Eff.	%	42	38.6	39.7	40.5	40.1
Presure Ratio	—	8	7.32	7.59	7.61	7.93
Air Intake	—	—	Natural Intake	N2 Spray	N2 Spray	Natural Intake
Recuperator	—	—	79 Fins	←	99 Fins	49×2 Fins
Remarks	—	—			Heavily Air Leak	Original GGT/R, Abradable PT/S (T/C 0.2mm)

Engine No.	Unit	Target	#4-37			#4-39
Inlet Air Temp.	℃	15	5.3	13.7	9.9	4.3
corr.N1 (act.N1)	%	100	100.8 (99.0)	100.2 (100.0)	100.0 (99.2)	102.1 (100.2)
N2	%	100	106.1	106.0	105.0	106.1
corr.Output (act.)	kW	300	311.3 (305.7)	307.0(306.1)	304.1(302.4)	321.6(311.6)
corr.TIT (act.)	℃	1350	1399.7 (1343.4)	1393.8 (1386.5)	1408.9 (1379.0)	1396.4 (1334.3)
Thermal Eff.	%	42	40.9	40.4	40.7	42.1
Presure Ratio	—	8	8.25	8.19	8.09	8.48
Air Intake	—	—	N2 Spray	Natural Intake	Natural Intake	N2 Spray
Recuperator	—	—	49×2 Fins			←
Remarks	—	—	Original GGT/R (Use 76,000rpm turbine into 64,000rpm engine), Abradable PT/S (T/C 0.2mm)			Abradable PT/S (T/C 0.1mm), Improved PT/R

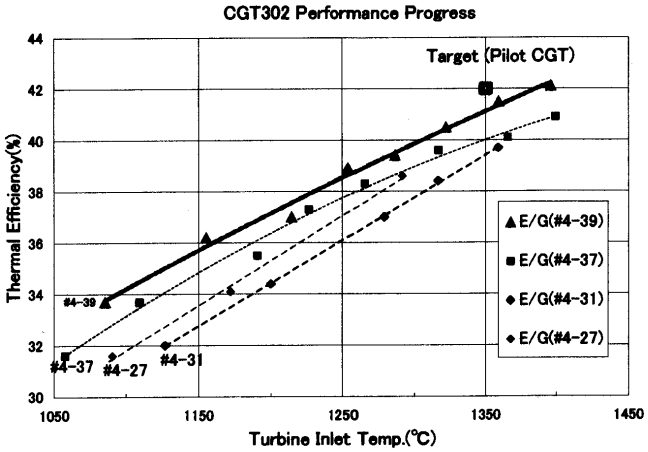


図17　パイロットエンジン性能

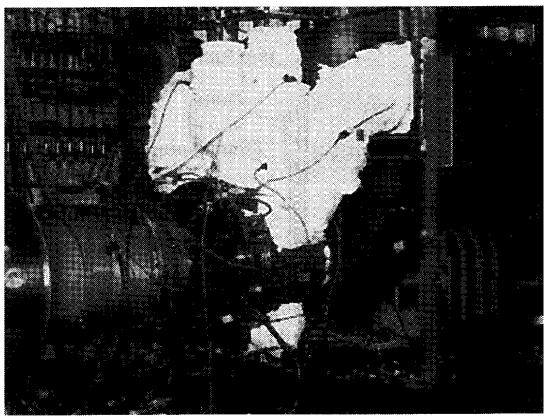
2）の要素効率の改善については前項で述べたので省略する。

3）については，一般にエンジンからの放熱を減らすことで，熱効率向上が可能となる。CGT 302ではエンジン中心部からケーシング表面に向けて多重環状構造を採用し放熱を減らす工夫をしているが(*4等)，さらにエンジン表面を断熱することで1%弱の熱効率改善ができる（試算値）ことが分かった。このため，ケーシング，配管等断熱布にて覆う措置が採られた。断熱処置を行ったCGT 302運転状況を図18に示す。

4）の吸気冷却については直接エンジン性能を向上させる対策ではないが，エンジンの吸気温度を下げてより高いレベルでの運転試験が行えるようにしたものである。一般にガスタービンの出力はTITに制限があるため，吸気温度の上昇と共に低下するものとなる。このため，気温が上がる夏場では，定格状態での試験が困難となる。CGT 302では，運転試験装置のエンジン吸気口に液体窒素噴霧ノズルを設け，吸気温度を下げる対策を行った。窒素噴霧ノズルならびに試験状況を図19示す。

ここで窒素噴霧によるエンジン性能への影響が問題となるが，詳細に検討した結果，特に問題ないものである。

図18　CGT 302運転状況（断熱処置）



Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

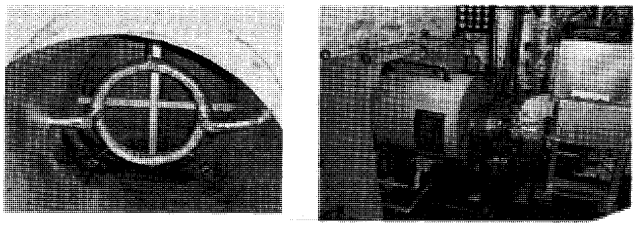


図 19　窒素噴霧ノズルならびに試験状況

これについて次に例を示す。エンジン S／N#4－31 号機にて，GGT 回転数（N 1）が 85% 以上の試験において，窒素が空気流量比の 7％噴霧した試験を実施した。これにより，エンジン吸気温度は 29℃ から 14℃ となり，15℃ の吸気温度低減が図られた。（吸気の窒素割合は 78.03% から 79.65% となった）

詳細計算の結果，定格状態では窒素噴霧がなかった場合に比べて，

1）空気（重量）流量　：　－0.24%
2）出力　：　－0.02%
3）熱効率　：　＋0.01%

となった。

4.3　予混合燃焼試験

CGT 302 の排ガス特性確認試験は，要素試験にて確認された燃焼器を実機に搭載し行われた。NOx 排出値については 31.7 ppm（O_2＝16%）が確認された。計測されたデータを図 20 に示す。

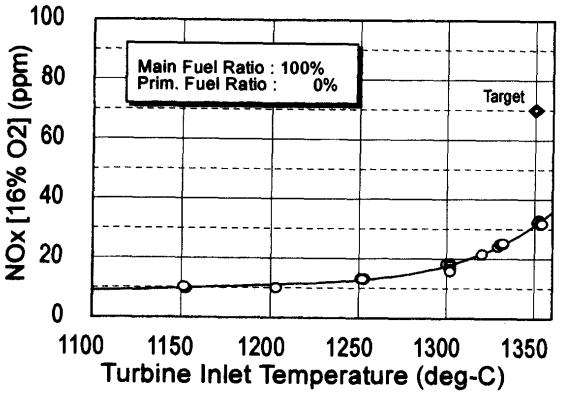


図 20　燃焼器排出 NOx 値（実機試験）

図 21　パッケージ運転試験設備（長時間運転）

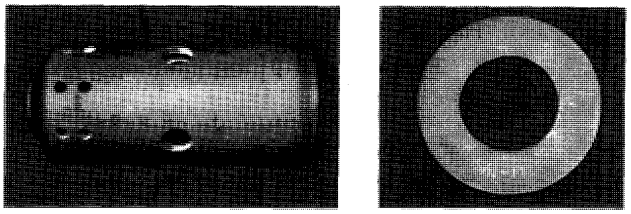


図 22　1000 時間連続運転後の燃焼器ライナ

要素試験（NOx：8.9 ppm）に対し性能が悪化しているのは，要素試験では燃焼器の入口・出口の空気・ガス流れが理想的であったことに対し，エンジン実機ではかなり偏った流れであると想定され，燃焼の分布に問題があったためと考えられる。なお，対策には旋回防止版等の設置が考えられる。

4.4　長時間運転試験

CGT 302 は平成 9 年度から，実用化に向けセラミック部材の耐久性を確認するため，TIT＝1200℃ にて 1000 時間の連続運転を目指した耐久試験が実施された。運転試験は新たに設けられたパッケージ運転設備にてなされた。図 21 にパッケージ運転試験設備を示す。

試験は，WSS（Weekly Start Stop）モードにて 3 回の運転試験が行われたが，いずれも試験は中断し 1000 時間の連続運転には至らなかった。運転時間はそれぞれ 592，519，782（1,000）時間に終わった。なお，3 回目の試験中断では燃焼器ライナやその周りの部品が問題なく使用可能であったため，その後 1000 時間までの試験が続けられ，材料が評価された。図 22 に 1000 時間運転後の燃焼器ライナを示す。なお，後の材料調査では特に材料上の問題はなく，そのまま使用可能と判断された。

試験が途中で中断したことは，GGT ロータが破損したことが原因と想定されたが，残念ながら 3 回の運転試験のいずれについてもロータの破損原因の究明には至らなかった。セラミック材料は破損すると細かい破片に分断されるため，破損原因の究明は極めて困難である。予想される原因としては以下のことが想定された。

1）セラミック材料の劣化
2）翼の共振
3）FOD
4）エンジン組立ミス
5）その他

なお，4）の組立ミスに関しては，エンジン損傷は，エンジンの分解点検を行ったあと，いずれも再起動後数

表 8　長時間試験運転時間

TIT	運転時間	備考
1200℃～	2,117 hr 57 min	
1100～1200℃	10 hr 40 min	
1000～1100℃	8 hr 04 min	
～1000℃	9 hr 29 min	
総運転時間	2,146 hr 10 min	
起動回数	137	

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

時間から10時間程度に停止しているため原因の可能性が指摘されたものである。表8に長時間運転試験における運転時間のサマリーを示す。

5．まとめ

1）CGT 302は，世界最高の熱効率42.1%を実証し，また定格条件にて31.7 ppmのNOx排出値を確認して，プロジェクトの目標を達成した。

2）TIT＝1200℃における1000時間耐久試験は，782時間で中断したが，燃焼器ライナについては目標の1000時間運転を確認し，材料に関しては特に問題はなかった。

6．謝辞

この研究は新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）から委託を受けて実施したものである。ここにNEDO殿ならびに所管官庁である通産省工業技術院に深く謝意を表します。ならびに共同研究委託企業の京セラ株式会社，住友精密工業株式会社，さらには本研究にご協力を賜った全ての皆様に謝意を表します。

参考文献

(1) K. Nishio, et al, 1995, "Development of 300 kW Class Ceramic Gas Turbine (CGT 302)", ASME 95－GT 264

(2) I. Takehara, et al, 1996, "Research and Development of Ceramic Gas Turbine (CGT 302)", ASME 96－GT－477

(3) "Research and Development on Ceramic Gas Turbine (300 kW class), FY 1998 Annual Report", 1999, NEDO Japan

(4) T. Tatsumi, et al, "Development Summary of the 300 kW Ceramic Gas Turbine CGT 302", ASME 99－GT－105

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

特集・300 kW セラミックガスタービン

CGT 301 セラミック要素開発

山本　力[*1]　YAMAMOTO Tsutomu
島森　融[*2]　SHIMAMORI Toru

1．はじめに

セラミックスの有する優れた耐熱性を活用し，タービン入口温度 1350℃，熱効率 42% の高効率セラミックガスタービンエンジン実現のために，各種セラミック部品製造技術の研究開発を実施した。平成 63 年度から研究開発を開始し，平成 6 年度までの 7 年間に 1200℃ 基本型 CGT 用セラミック部品の研究開発を，また平成 7 年度から平成 10 年度までの 4 年間は 1350℃ パイロット CGT 用セラミック部品の研究開発を行った[(1)(2)]。CGT 301 エンジンと主要なセラミック部品を図 1 に示す。日本ガイシ㈱が，静翼や燃焼器等のセラミック静止部品を，また，日本特殊陶業㈱が回転部品である動翼の部品製造技術の研究開発を担当した。

本稿では，パイロット CGT 部品を中心にして部品製造技術研究内容と製作した部材の評価結果について紹介する。

2．適用材料

部品開発に適用したセラミック材料は表 1 に示す 3 種類の窒化珪素である。SN-88 は 1400℃ まで強度低下を示さず耐酸化特性にも優れる材料であり，高耐熱性が要求される静翼・燃焼器・ガス通路部品に適用した。また，

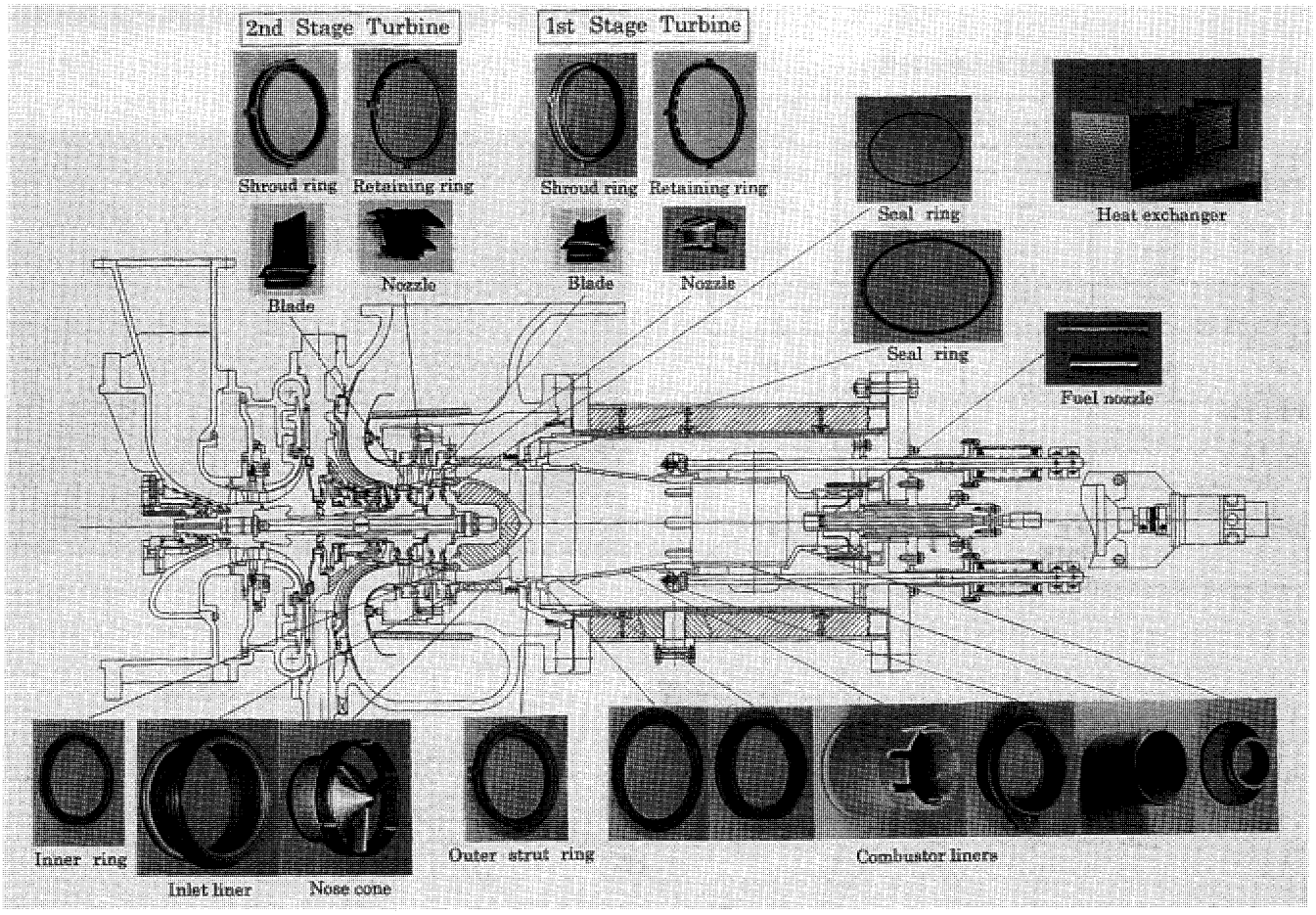


図 1　CGT 301 エンジンとセラミック部品

原稿受付　1999 年 5 月 17 日
＊1　日本ガイシ㈱ 基礎研究所
〒467-8530 愛知県名古屋市瑞穂区須田町 2-56
＊2　日本特殊陶業㈱ 総合研究所
〒485-8510 愛知県小牧市大字岩崎2808

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/03.

ST-1 は室温四点曲げ強度で 1100 MPa という非常に高い強度を有する材料であり[3]，動翼に適用した。さらに，標準的な材料である SN-84 は 800℃ で使用される熱交換器部品に適用した。

3．部品製造技術の開発

3.1　動翼

高圧段動翼（図 2）及び低圧段動翼（図 3）は，単翼を金属ディスクに植え込むハイブリッドタービンの形式をとっている。セラミック動翼にはタービン効率に関かわる翼形状の寸法精度（翼面輪郭度 0.1 mm）と高速回転に耐えうる充分な回転強度が要求された。

高圧段及び低圧段動翼とも製造法として，射出成形と HIP（熱間静水圧）焼結を採用した。形状精度向上の重要なポイントは以下の 2 点である。第一点は原料粉末調合から成形，焼結，加工に至る製造プロセスをすべて同一条件に設定し，形状を安定化させることである。第二点は過去に製作した動翼の製造工程中における翼変形量を見積もり，射出成形金型を設計すること，即ち金型は設計図と相似形のものでなく，変形を見込んで設計するということである。図 4 に高圧段動翼の設計値と測定値を示す。D－D 断面及び G－G 断面の全てのポイントにおいて設計値からのずれは±0.05 mm 以下であり，目標の輪郭度 0.1 mm を達成していた。低圧段動翼も同様に目標値を満足していた。この値は，セラミックターボチャージャーロータの±0.25 mm に比べて精度は 5 倍であり，また射出成形金型が±0.02 mm の精度で作製されていることを考慮するといかに高精度であるかが理

表 1　窒化珪素の材料特性

項目		材料		
		SN-88	ST-1	SN-84
密度	g/cc	3.5	3.4	3.2
四点曲げ強度				
RT	MPa	790	1090	970
1000℃	MPa	770	990	970
1200℃	MPa	770	880	900
1400℃	MPa	760	---	---
ヤング率 RT	GPa	300	320	300
破壊靭性値 RT	MPa・$m^{1/2}$	7	6	6
熱伝導率				
RT	W/m・K	63	50	29
1200℃	W/m・K	19	---	17
熱膨張係数				
40-1200℃	×10^{-6}/℃	3.5	3.4	3.8
耐酸化特性				
1200℃,1000h	mg/cm^2	0.2	0.4	0.8
1400℃,1000h	mg/cm^2	0.5	---	---
適用部品		静翼 燃焼器 ガス通路部品	動翼	熱交換器

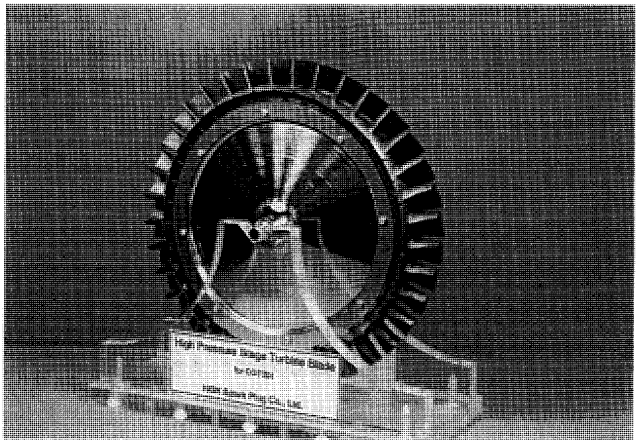


図 2　高圧段動翼

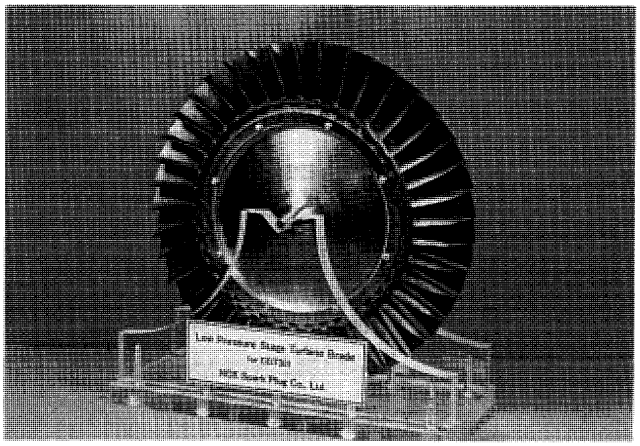


図 3　低圧段動翼

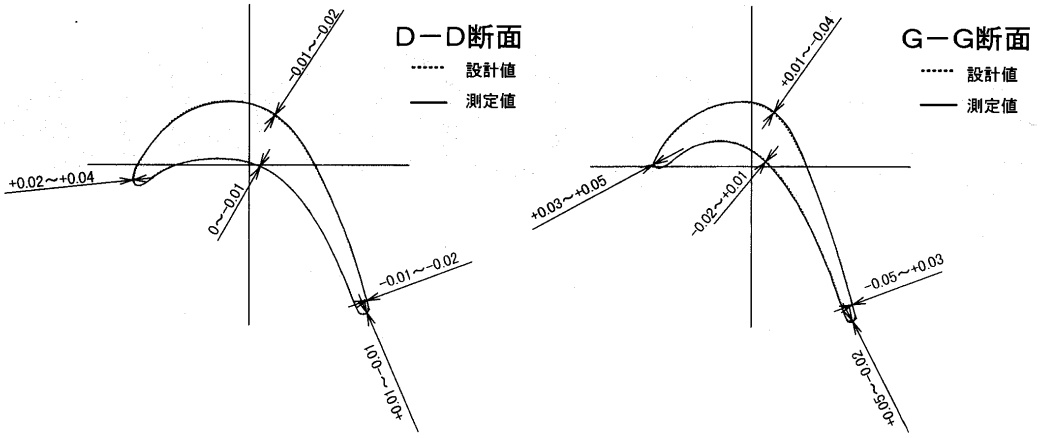


図 4　高圧段動翼の翼形状

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

解できる。

CGT 301 は1軸式であるため定格回転数は高圧段及び低圧段とも 56,000 rpm である。高圧段動翼の平均室温破壊回転数は 88,200 rpm であり，定格回転数の 158% であった。破壊起点はプラットフォーム下のダブテール部であり，応力解析での高応力部と一致した。低圧段動翼の平均破壊回転数は 78,900 rpm であり定格回転数の 141% であった。破壊起点はダブテール部と翼付け根であり，これも応力解析での高応力部と一致した。低圧段動翼の破壊回転数は高圧段動翼よりも約 11% 低い値であったが，この原因の一つとして，低圧段動翼の定格回転時の遠心応力が高圧段動翼よりも約 13% 高いことがあげられた。応力は回転数の2乗に比例するため，回転数の2乗を横軸にしてワイブルプロットしたものを図5に示す。88,200 rpm 及び 78,900 rpm の回転数は応力比では各々定格時の発生応力の 248%，199% となり，充分な強度を有していることが示された。

3.2 静翼

高圧段静翼（図6）及び低圧段静翼（図7）は，単翼をセラミックス製固定リングによって円環状に組み付ける構造が採用された。エンジンの熱効率向上を計るためには翼部の形状精度（翼面輪郭度 0.1 mm）が非常に重要であり，また高圧段静翼では非常に高温の燃焼ガスに曝されるため，高い耐熱性も要求された。従って，静翼部品製造技術の開発は，高形状精度の実現と部品としての耐熱強度発現を目標に進めた。

セラミック静翼の成形法には，基本型 CGT までは高・低圧段とも射出成形法を採用したが，パイロット CGT については高圧段静翼用として成形体加工法の検討を追加した。

パイロット CGT 用高圧段静翼は，リーディングエッジ側の翼厚が厚く，トレーリングエッジ側の翼厚が極端に薄い（0.3 mm）設計が採用されたため射出成形法ではトレーリングエッジへの原料充填不足と成形体離型時の変形が懸念された。そこで，高圧段静翼では新たな成形方法として成形体加工法を検討した。成形体加工法は CIP（冷間静水圧）成形したブロックを仮焼後に5軸 NC 加工機で機械加工して複雑形状を付与する方法である。金型が不要なため部品設計変更への対応の点での自由度が効く利点があり，射出成形体に比べて密度が均一な CIP 成形体を用いるため焼成変形が少なく寸法精度の良い焼結体が得られることが期待された。諸条件を最適化して製作した高圧段静翼の翼面輪郭度測定結果を図8に示す。目標形状精度である輪郭度 0.1 mm を満足し，成形体加工法の有する形状精度付与能力の高さを予想通り確認することができた。

一方，パイロット CGT 用低圧段静翼に関しては射出成形法を用いた。射出成形法においては，高形状精度化を達成するために金型設計，原料・焼結助剤・成形助剤

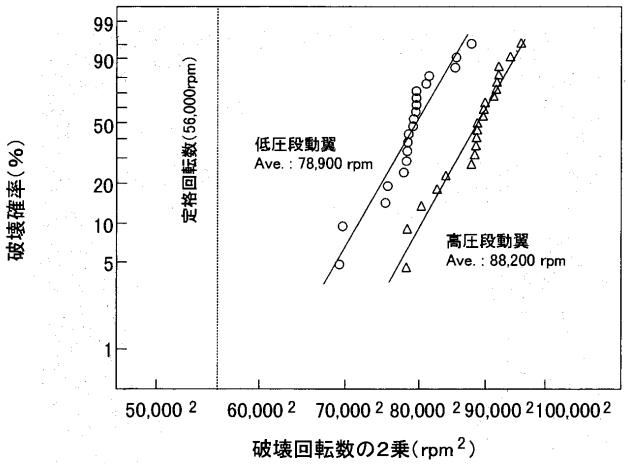


図5　動翼の室温破壊回転数

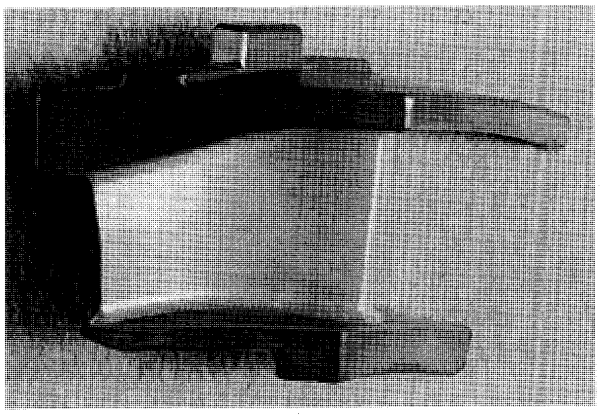


図6　パイロット CGT 用高圧段静翼

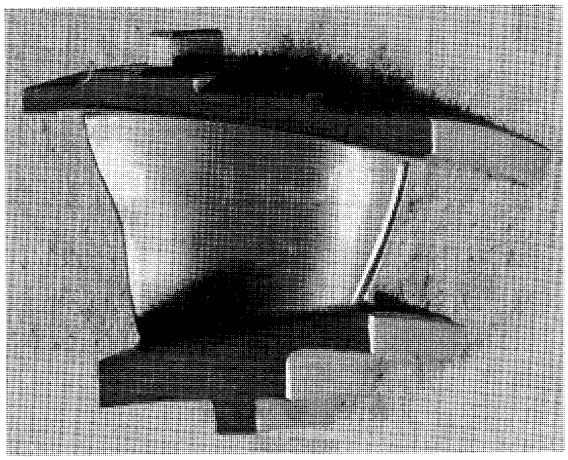


図7　パイロット CGT 用低圧段静翼

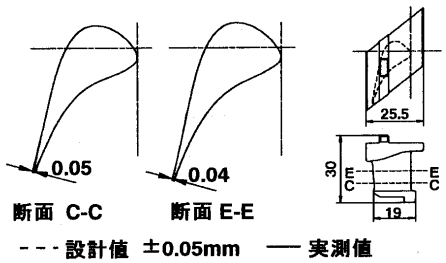


図8　高圧段静翼翼輪郭度測定結果

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

の選択，原料調製条件，射出成形条件，脱脂条件，および焼成条件の最適化が主要な課題であった。種々の製造条件を調整して製作した低圧段静翼の翼面輪郭度は0.12 mmであり，目標輪郭度（0.1 mm）を少し外れる結果となったが，前述したセラミックターボチャージャーロータの形状精度レベルと比較すると格段の進歩である。

なお，静翼部品から切出した曲げ試験片による強度評価の結果，図9に示すように室温で830 MPa（n＝14），1400℃で700 MPa（n＝12）と同一製造プロセスで作製した標準角板からの切出し強度と同等の強度特性を示し，実部品における強度発現性も確認された。

3.3 燃焼器，ガス通路部品

セラミック燃焼器およびガス通路部品は，ほとんどが単純円筒部品のためCIP成形法を採用した。CIPは単純形状部品の成形以外に成形体同士の接合にも適用できる。その応用例としてストラット一体型ノーズコーンの製造法について述べる。

ストラット一体型ノーズコーンはパイロットCGT用ガス通路部品の一つとして新設計された。基本型CGTではノーズコーンの保持は主に高圧段静翼で行っていたが，ノーズコーンとストラットとを一体化させることによりストラット部で保持が可能となり，高圧段静翼への負荷が大幅に低減された。

ストラット一体型ノーズコーンを製作するため図10に示す三分割された成形体をCIP接合で一体化させ焼成する製造法を検討した。成形体の分割形状の検討，CIP接合面の仕上げ精度の向上，および焼結体加工条件の確立が主要な技術課題であった。三部品をCIP接合で一体化させたストラット一体型ノーズコーン成形体を図11に示す。CIP接合技術を応用することにより比較的大型で複雑形状の部品が製作可能となり寸法精度も目標値を満足した。

3.4 熱交換器部品[4]

セラミック熱交換器（図12）はシェル&チューブ型が採用され，製作性とメンテナンス性から全長630 mmのセラミック伝熱管が計163本使用されたブロックを基本モジュールとして設定した。熱交換器の製造技術上の主要課題は，伝熱管の製造法と多管ブロックの接合組立技術の確立であった。

3.4.1 伝熱管

伝熱管は，外径8 mmで内部に6本のフィンを有する長尺部品である。伝熱管の製造法には，長尺管の成形に適した押出成形法を用いた。伝熱管を開発する上で焼成時の曲がり防止対策が最も重要な課題であったが，吊り

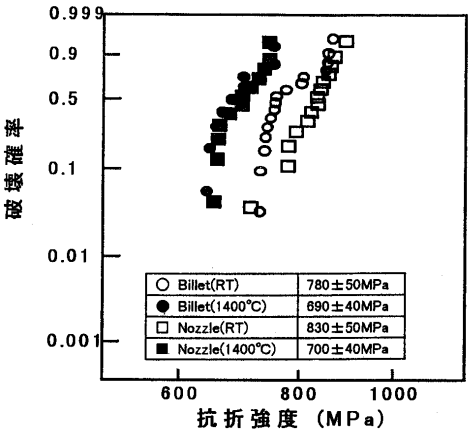


図9 静翼切り出し実験片の強度特性

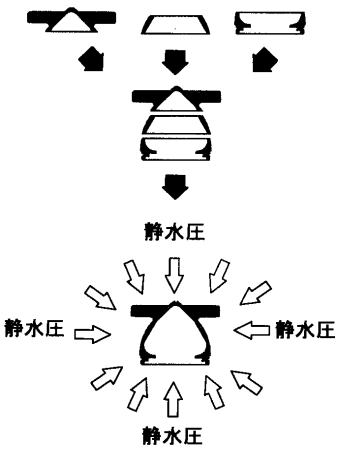


図10 ストラット一体型ノーズコーンの成形方法

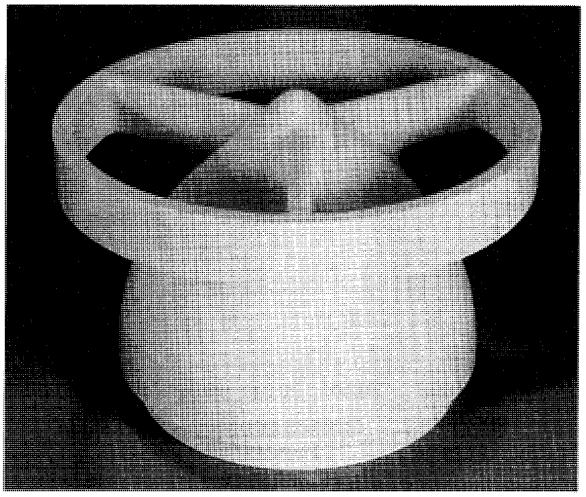


図11 ストラット一体型ノーズコーン成形体（CIP接合体）

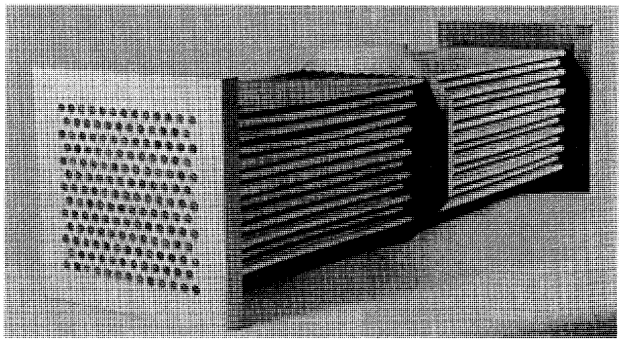


図12 セラミック伝熱管ブロック
（195 mm×185 mm×630 mm，伝熱管163本）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

焼き法に工夫を加えることにより変形を大幅に低減させることができた。種々の製造条件を最適化して製作したセラミック伝熱管の断面形状を図13に，形状精度評価結果を表2に示す。外径寸法及びリブ厚み寸法は目標値を満足し，真直度についても0.47 mmが達成された。

3.4.2 熱交換器ブロック

163本の伝熱管群の両端を管板と締結し一体化させるための斬新な接合法として，焼成接合方法（焼ばめ法）を検討した。まだ十分に焼結の進んでいない仮焼状態の上下2枚の管板に伝熱管焼結体を挿入し組付け，この状態で焼成すると管板のみが焼成収縮し管板と伝熱管が一体化される。この際，伝熱管と管板接合部の焼成時の締め付け量の厳密な制御が重要で接合部のリークおよび接合部強度に大きな影響を及ぼすことが分かった。伝熱管と管板の締め代を最適化することにより，空気圧7 ataでのリーク試験でも接合部から漏れの無いことを確認した。

4．靭性改良材料の部品適用研究

CGT 301エンジン高温部の各種静止部品に適用した窒化珪素SN-88はプロジェクトの材料目標特性のうち破壊靭性値のみが目標値（8 MPa・$m^{1/2}$以上）を満足していなかった。そこで，新たに開発した靭性改良材（SN-X）の実部品への適用研究を実施した。この改良材料で静翼及びガス通路を想定したモデル部品を試作し，焼結体からJIS四点曲げ試験片を切出して強度及び破壊靭性値を測定した。表3にその結果を示す。靭性改良材料によりプロジェクトの材料目標特性はすべて達成され，靭性改良材料を用いて部品化できる目処も得られた。

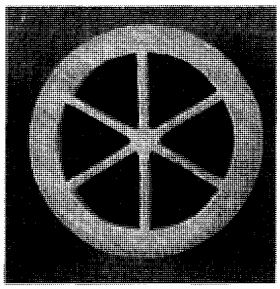


図13 伝熱管焼結体断面

表2 伝熱管形状精度（mm）

評価項目	外径	リブ厚み(*1)	真円度(*2)	真直度
目標値	8±0.1	0.3±0.05	---	---
最適製造条件	8.02±0.02 (n=20)	0.31±0.01 (n=60)	0.05±0.02 (n=60)	0.47±0.2 (n=20)

・各データは、平均±標準偏差を示す。
・(*1):リブ厚みは、伝熱管内側、中央、外側の各3箇所で測定。
・(*2):真円度は、伝熱管両端部および中央部の各3箇所で測定。

表3 靱性改良材料の特性評価結果

項目		目標値	評価結果			
			SN-X (under development)			SN-88
			標準角板	ガス通路部品	静翼	標準角板
高温強度 (1500℃) (*1)	最低保証強度 (棄却率 20%)	≧400MPa	450 (n=35)	470 (n=34)	450 (n=36)	488 (n=30)
	ワイブル係数	≧20	28 (n=35)	24 (n=34)	32 (n=36)	27 (n=30)
破壊靭性値 (*2) (室温)		≧8MPa・$m^{1/2}$	8.2 (n=5)	8.1 (n=5)	8.1 (n=5)	6.2 (n=10)

(*1)：JIS-R-1604"ファインセラミックスの高温曲げ強さ試験方法"に準じ実施
(*2)：JIS-R-1607"ファインセラミックスの破壊靭性試験方法"に準じ実施

5．まとめ

(1) 従来の部品製造法に比べて優れた形状精度が付与できる各種セラミック部品製造技術が確立され，全ての部品について形状精度および材料特性に関する要求仕様をほぼ満足した。また，新たに開発した靭性改良材料によりプロジェクトの材料目標特性を達成した。

(2) セラミック熱交換器やガス通路部品を開発する中でセラミック部品の接合組立技術が確立され，セラミック部品大型化への生産技術上の指針が得られた。

(3) 試作した約22種類のセラミック部品は，石川島播磨重工業㈱のエンジン試験に供試し，タービン入口温度1350℃無冷却の運転試験に成功した。

本研究は，通商産業省工業技術院ニューサンシャイン計画の一環として，新エネルギー・産業技術開発機構（略称：NEDO）の委託研究に基づき実施したものである。関係各位に感謝いたします。

参考文献

(1) M. Hattori, T. Yamamoto, K. Watanabe "DEVELOPMENT OF CERAMIC GAS TURBINE COMPONENT FOR THE CGT 301 ENGINE" ASME 96－GT－449, 1996

(2) M. Hattori, T. Yamamoto, K. Watanabe "DEVELOPMENT OF CERAMIC GAS TURBINE COMPONENT FOR THE CGT 301 ENGINE" 6 th INTERNATIONAL SYMPOSIUM CERAMIC MATERIALS & COMPONENTS FOR ENGINE A－27, 1997

(3) K. Makino, K. Mizuno, T. Shimamori "DEVELOPMENT AND FABRICATION OF SILICONNITRIDE COMPONENTS FOR CERAMIC GAS TURBINE" ASME 97－GT－67, 1997

(4) M. Hattori, Y. Yoshimura, K. Ohhori, et al "DEVELOPMENT OF SHELL－AND－TUBE TYPE CERAMIC HEAT EXCHANGER FOR CGT 301" ASME 95－GT－208, 1995

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/09.

特集・300 kW セラミックガスタービン

CGT 302 セラミック部品開発

吉田　真*1 YOSHIDA Makoto
田中　広一*1 TANAKA Koichi
寺園　博文*1 TERAZONO Hirofumi
久保　敏文*1 KUBO Toshifumi
平　隆晶*1 HIRA Takaaki
鶴薗　佐蔵*1 TSURUZONO Sazo

キーワード：セラミックス，ガスタービン，窒化けい素材料

1．はじめに

セラミック材料は，非常に優れた耐熱性，耐酸化性を備えているが，その反面，脆性材料であり衝撃力によって損傷しやすいという性質を有する。また，変形吸収能力が小さい，熱膨張係数が小さい等の特性を持っており，従来の金属製ガスタービンの設計思想をそのまま適用することは不可能であった。また，セラミック部材の寿命設計に必要な強度評価基準を取得するため，部材から切り出した試験片による各種機械的特性の評価データや，燃焼雰囲気環境下でのセラミック部材の変化を評価したデータが不足していた。

そこで，昭和 63 年度に通産省のムーンライトプロジェクトの一環として，NEDO 主導で始まった「セラミックガスタービン（CGT）の研究開発」プロジェクト[1]の中で，川崎重工業㈱の設計による CGT 302 エンジン用部品の開発を実施し，高効率ガスタービンエンジンへの耐熱セラミック部材の適用に向けて，部品製造技術開発および設計評価技術開発を進めた。本プロジェクトでの CGT 開発は，タービン入口温度（TIT）が 1,200℃ の基本型 CGT の開発[2]と，TIT を 1,350℃ に設定されたパイロット CGT の開発[3],[4]の 2 段階で実施された。本報告では，研究開発の後半に実施した，パイロット CGT 用セラミック部品の製造技術の研究開発成果を中心に報告する。

2．CGT 302 セラミック部品の適用

2.1　材料の選択と適用

CGT 部品に適用する材料には，高温高強度特性と共に特に高温高速気流中における耐酸化特性が求められる。基本型 CGT に対しては，米国 AGT（Advanced Gas Turbine）プロジェクトなどでの適用で実績のあった窒化けい素材料 SN 252 を選択し，部品製造技術の開発を実施し，エンジン試験に供した。しかし，パイロット CGT 用としては，付加応力が大きいこと，更にタービン入口温度の上昇にともない耐酸化特性が不足することが予測され，SN 252 以上の高温高強度耐酸化性材料の必要性が考えられた。そこで原料粉末，添加助剤の最適化を図り，この時点で最も高い高温強度が得られた窒化けい素材料 SN 281，および耐酸化性の優れた SN 282 を選択し，パイロット CGT 用材料とした。[5]

図 1 にこれらの窒化けい素材料の曲げ強度の温度依存性を示し，図 2 に各種材料の大気中での酸化試験結果を示す。

2.2　耐熱セラミック部材の適用箇所

基本的なセラミックス部品の適用箇所は，基本型 CGT とパイロット CGT とでの大きな違いはない。しかし，基本型 CGT エンジンの試験結果に基づき，形状の適正化などの変更が加えられ，最終的なパイロット CGT 用セラミック部材の適用箇所が決定された。具体的には，ガスジェネレーターターボビン（GGT）ローターおよびパワータービン（PT）ローター翼の FOD による損傷を回避すべく，定格回転数が低回転側に変更されたため，タービン翼形状が低回転対応型に変更された。また，エンジン性能向上ためにチップクリアランスを極小化する必要が生じ，PT ローターを一体のブリスク構造に変更

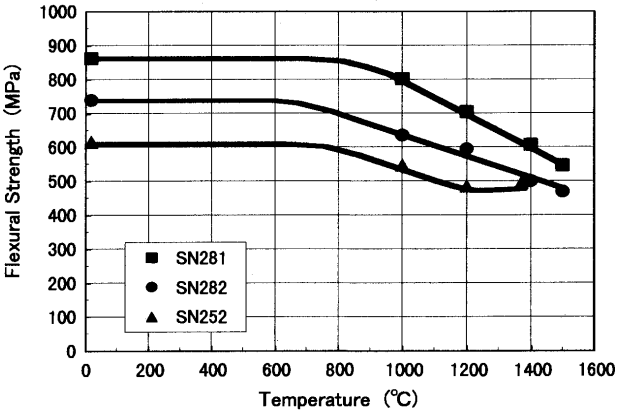


図 1　ガスタービン用窒化けい素材料の曲げ強度の温度依存性

原稿受付　1999 年 5 月 25 日
＊1　京セラ㈱ 総合研究所
〒899-4312 鹿児島県国分市山下町 1-4

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

し，さらにPTシュラウド内側に快削性の多孔質セラミックスを配するアブレイダブルシュラウド構造を採用した。図3および表1にセラミック部品の適用箇所及び耐熱セラミック部品を示す。

3．CGT 302 部品製造技術の開発成果

基本型，パイロット型CGTを通じ，原料調製，成形，焼成，加工，欠陥探傷技術などの製造技術の開発に取り組み，セラミック部品の製造工程全般にわたる全面的な技術開発を実施した。これらの製造技術は，SN 252からSN 281, SN 282への材質変更に伴い，原料粉（純度，粒度など），成形条件，焼成条件などの仕様変更を行い，部品毎に個別の条件を再設定する必要があった。

3.1　ガスジェネレータタービン（GGT）ローター

基本型CGTの試験において，高周速での試験条件でFOD（Foreign Object Damage）が原因と考えられるタービン翼のチッピングが発生した。この試験結果に基づき，パイロットCGTにおいて定格回転数の見直し（76,000 rpm→64,000 rpm）が実施され，周速の低減が図られた。この変更にともない翼形状が低回転対応型に変更された。この形状変更前後の翼形状を図4に示す。パイロットCGT用GGTローターの設計変更の目的をまとめると，タービン性能の向上（64,000 rpmに適した翼形状，翼形状精度の向上），信頼性の向上（耐FOD性の向上，遠心応力の低減，高強度材料の適用）の2点となる。

GGTローター製造上の最大の問題点は，鋳込み成形法における内部欠陥の発生であった。特に，原料粉を微粒に変更したSN 281において，この内部欠陥が顕著に発生したが，原料調整条件，成形条件を変更することによりこの問題を解決することができた。また，この部品は高いタービン効率を達成するために，厳しい翼形状精

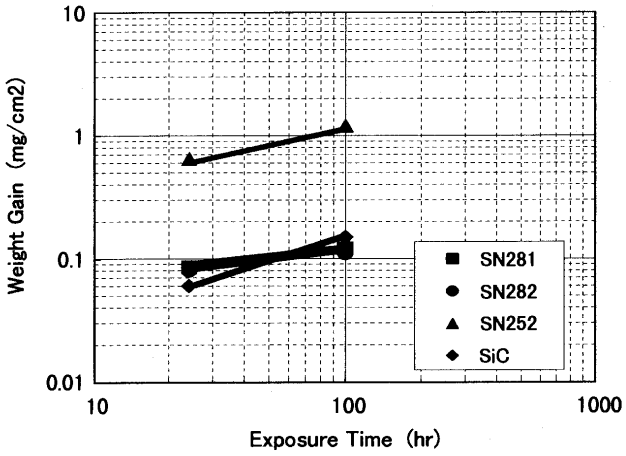


図2　各種セラミック材料の酸化増量（大気中・1,500℃）

表1　CGT 302 セラミックス適用部品一覧

部品名称	成形方法	基本型CGT (1,200℃)	パイロットCGT (1,350℃)
コンバスタ・ライナ	排泥成形	SN252	SN282
サポートリング・コンバスタ	CIP	SN252	SN282
アウターケース・スクロール	排泥成形	SN252	SN282
インナーケース・スクロール	排泥成形	SN252	SN282
デフレクター・スクロール	排泥成形	SN252	SN282
GGTノズルセグメント	鋳込み成形	SN252	SN282
インナーサポート・GGTノズル	CIP	SN252	SN282
アウターサポート・GGTノズル	CIP	SN252	SN282
旧翼GGTローター	鋳込み成形	SN252	SN281・SN282
GGTノズルアウタリング	CIP	SN252	SN282
新翼GGTローター	鋳込み成形	――	SN281・SN282 靭性改良材料
PTノズルセグメント	鋳込み成形	SN252	SN282
ダクトインナー・PTノズル	CIP	SN252	SN282
ダクトアウター・PTノズル	CIP	SN282	SN282
PTブレード	鋳込み成形	SN252	SN281 靭性改良材料
旧翼PTローター	鋳込み成形	――	SN282
新翼PTローター	鋳込み成形	――	SN282
リング類（8種）	CIP	SN252	SN282
PTシュラウド	CIP	――	SN282
アブレイダブルシュラウド	CIP	――	ポーラスSN
PTリング類（2種）	CIP	――	SN282

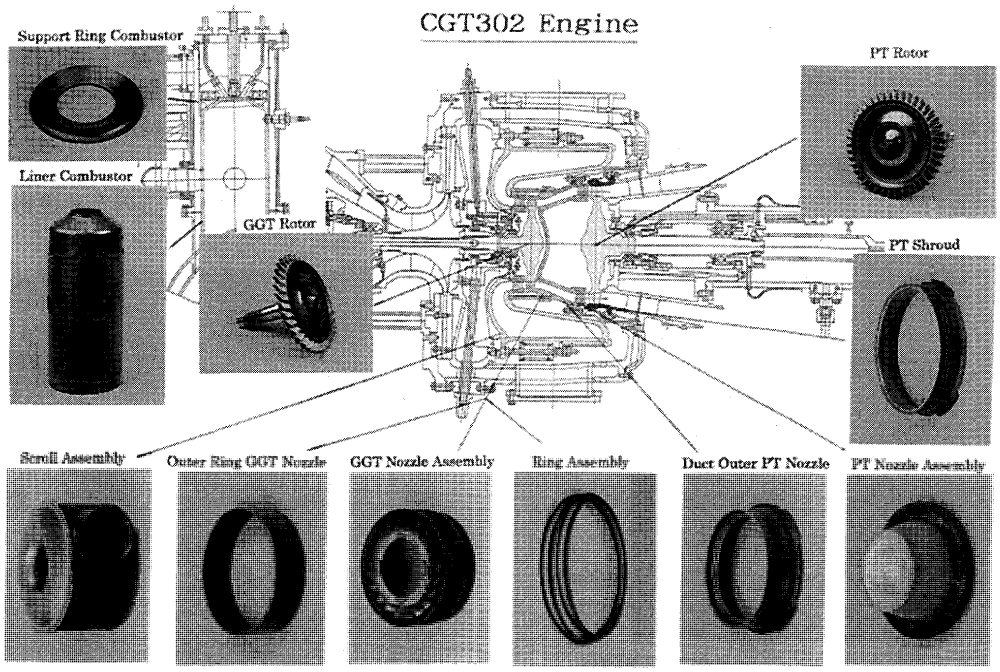
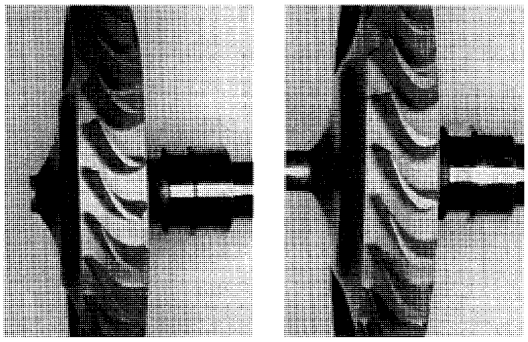


図3　CGT 302 用耐熱セラミック部品の適用箇所

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/27.

度が必要とされ，基本型 CGT の段階では最終の要求精度を達成することができなかった。そこで，翼形状の変更にあわせ新規成形型を製作する際に，従来形状翼での変形量の精密な補正を実施した。この結果，この新規型で製作したローターは，目標の形状精度である－0.05～＋0.11 mm を満足する，＋0.03～＋0.08 mm の形状を達成することができた。

前述したように，この部品は内部欠陥が発生しやすい形状の部品であり，更に高い応力で使用される回転部品である。このため，製造工程中に非破壊検査を十分に実施し，次工程に欠陥品を進めないことが重要となる。X 線透過検査においては，マイクロフォーカス X 線装置と広角 X 線との画像処理技術の統合を図り大型複雑形状品の欠陥検出が可能となった。特に，差分法による画像解析手法の導入により欠陥検出限界が部品厚みの 1％（従来，2%）にまで向上させることができた。欠陥検出例を図 5 に示す。しかし，欠陥形状がクラック状の欠陥については X 線透過では検出が困難である。そこで，このような欠陥検出のために 5 軸制御超音波探傷装置を導入し，部品表面が 3 次元形状を持つローターディスクについても，超音波探傷検査によるクラック状の内部欠陥検出を可能とした。また，ローターと金属シャフトの接合部検査についても超音波検査を導入し，接合の品質保証に寄与することができた。さらに，研削欠陥等による表面マイクロクラックの検出を目的に蛍光探傷技術を適用し，全部品の表面欠陥検査に採用した。



形状変更前　　形状変更後

図 4　GGT ローター翼形状変更

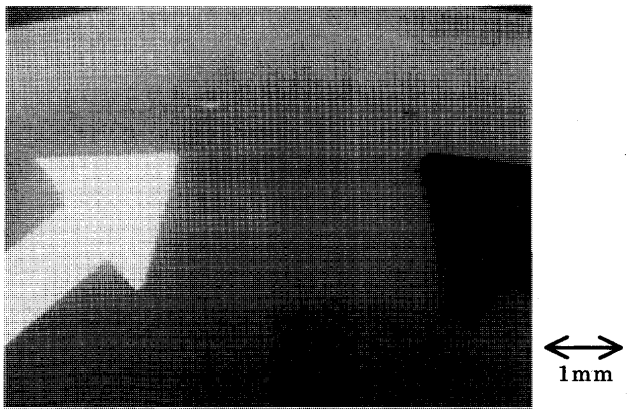


図 5　差分法による内部欠陥の X 線検査画像解析事例（ローターハブ外周部）

3.2　パワータービン（PT）ローター

基本型 CGT では，金属ディスクに 42 枚のセラミックスのブレードチップを埋め込んだハイブリッド方式が採用された。一方，パイロット CGT においては，ディスクおよびブレードが一体となったブリスク構造のセラミック一体型ローターの開発を行った。これは，チップクリアランスを低減し，エンジン性能向上を図るためである。ブリスクタービンとシュラウドとを低熱膨張材料である同一の窒化けい素セラミックスで製作することにより，低温から高温に至る全ての温度領域で極めて小さいチップクリアランスで運転することが可能となり，エンジンの熱効率向上に大きく寄与できることが予想された。材料には，使用環境温度と発生する応力とを考慮し，SN 282 を選択した。しかし，この PT ローターは，外径 192 mm の世界最大級の大型セラミックタービンであるため，開発初期段階で乾燥時のクラック発生，焼成体の内部強度不足等の問題が発生した。このため，成形条件のみならず焼成条件の適正化を行い，良好な焼成体が得られる製造条件を決定した。図 6 に，一体型の PT ローターを GGT ローターと比較し示す。この結果，TIT が 1,350℃ 以上における運転への対応が可能となり，さらにチップクリアランスを 0.35 mm にまで低減した運転が可能となった。

また，PT ローターにおいても，GGT ローターと同様の手法により，目標精度を満足する翼形状精度を得ることができた。

3.3　ノズル

GGT ノズルはインナーサポートの外周に 21 枚のノズルセグメントをはめ込んだ上，外側にアウターサポートをはめ込みセラミック繊維で締結一体化する構造としている。この繊維による締結技術に関しては，川崎重工業㈱の技術研究所において開発が実施された。パイロット CGT 用 GGT ノズルを図 7 に示す。

ノズルの翼形状もローター翼形状と同様にタービン効率に大きな影響を及ぼす。このため成形型の改修を実施

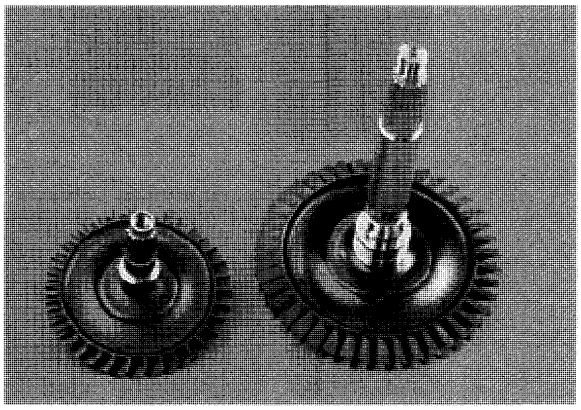


図 6　GGT ローターと PT ローターとの比較

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

するとともに，研削加工時に使用する治工具の設計変更を行うことにより目標形状精度の達成を目指し，最終的に目標を満足するGGTノズルの製造条件を決定することができた。この結果を，図8に示す。

また，パイロットCGTエンジン試験において，ノズル出口のガス通路面積がエンジン性能に大きな影響を与えることが判明した。このため，加工方法を変更しノズル出口幅のばらつきを軽減するとともに，各種の通路面積を持ったノズルを製作し，エンジン効率への影響を計測する試験を実施した。この結果を基にガス通路面積の最適化を行い，エンジン性能の向上に寄与できる製造条件を決定できた。

PTノズルはインナダクトの外周に33枚のノズルセグメントを取り付け，その外周をGGTノズルと同様に繊維で締結し一体化している。PTノズルにおいても，翼形状精度の向上，加工精度向上，ガス通路面積の最適化を実施し，成形型の設計変更により，要求精度を満足する翼形状精度を達成することができた。

3.4 スクロール・ガス通路部品

スクロールは，アウターケース，インナーケース，デフレクタの3部品から形成される。アウターケースについては，基本型CGTの当初，固形鋳込み成形により4つのタイル状のセグメントを製作し，組立た後に繊維で外周を締結し一体化する構造を取った。これは，熱応力対策として分割構造を採用したためである。しかし，リグ試験，エンジン試験において，一体型で製作しているインナーケース，デフレクタに問題が生じないことが明らかになり，アウターケースについても一体型に変更した。これらは，CGT 302セラミック部品の中で，最も大きな部材である。薄肉大型形状部品であるため，排泥成形法を採用し，製造条件の開発を行った。パイロットCGT用のスクロールを図9に示す。

GGTアウターリング，PTダクトアウター，PTダクトインナー等のガス通路部品は，いずれもCIP成形にて素材を製作し，切削加工により形状化して焼成している。特に，ガス通路部はなめらかな3次元形状となっているため，NC加工により所定の精度を確保した。

PTシュラウドについては，基本型CGTでは金属製のものが用いられたが，パイロットCGTの当初，耐熱性の向上と一体型PTローターとの間のチップクリアランスを減少させることを目標に，SN 282材料を用いたセラミック一体構造を採用した。さらに，パイロットCGTの後半では，エンジン性能の向上を目指し，チップクリアランスを0.2 mmに設定することを目的に，シュラウドのアブレイダブル化を検討した。このために，新たに被削性の高い多孔質窒化けい素材料を開発し，この材料をSN 282製のPTシュラウド内面に接合した後，この接合体を研削加工し，所定の寸法精度を有するシュラウドを構成した。表2にアブレイダブルシール用多孔質窒化けい素材料の代表的特性を示す。このシュラウド

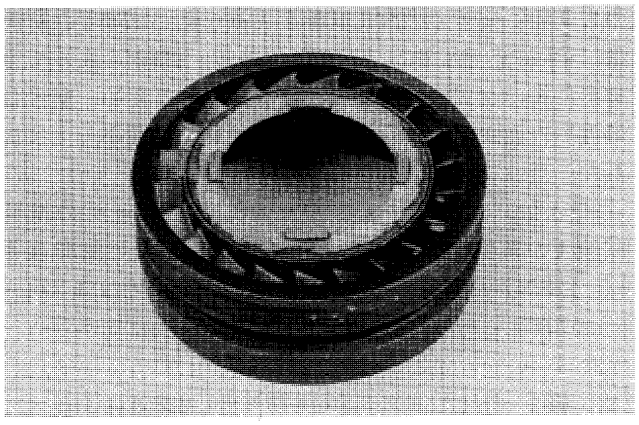


図7　パイロットCGT用GGTノズルアッセンブリ

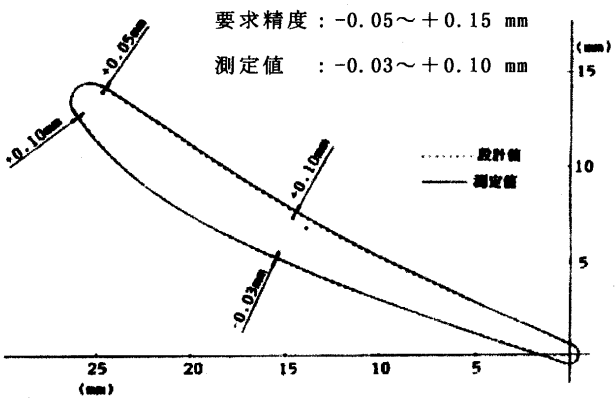


図8　GGTノズル翼形状測定結果

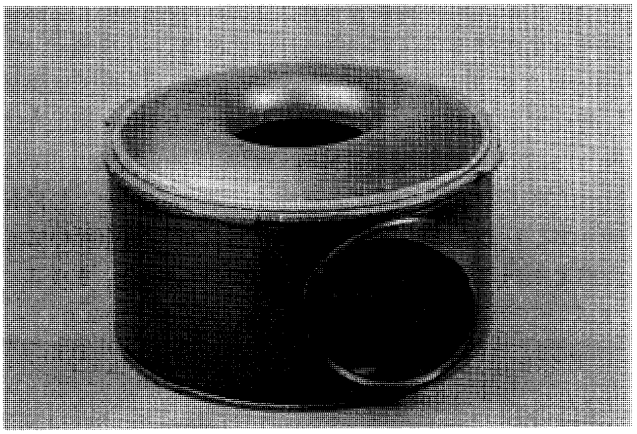


図9　パイロットCGT用タービンスクロール

表2　アブレイダブル用材料の代表的特性値

評価項目		特性値
比重		1.88
曲げ強度	常温	96
(MPa)	1000℃	101
熱膨張	RT～400℃	2.0
係数	RT～800℃	2.5
(10^{-6}/℃)	RT～1000℃	2.7
	RT～1200℃	2.9

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/29.

をエンジンに組み込み，0.2 mm のチップクリアランスでのエンジン試験を実施した。この結果，PT ローターとシュラウドとの干渉が認められたが，ローター翼およびシュラウド内面にクラック等の損傷は検出されず，所定のアブレイダブル性能を有していることが実証された。エンジン試験後のシュラウドの状況を図 10 に示す。

3.5 シール部材（リング類）

リング類は，部品を弾性的に支えることを目的とするウェーブリングとガスシールを目的とするシールリングの 2 種類に分類できる。CGT 302 エンジンにおいては，4 種のウェーブリングを採用した。ウェーブリングの製作にあたっては，その製造技術の確立とともに，所定の反力を得るための設計技術・解析技術・評価技術を開発し，エンジンテストにおいて機能を発揮していることを確認した。シールリングについては，外径側に張力をもつアウターシールと共に，内径側に張力を発生できるインナーシールリングについても開発を行い，良好なシール性を持つことを確認した。

4．CGT 302 部品評価技術の開発成果

4.1 部材切り出しによる強度評価

各種部材の強度特性を確認することを目的に，実際の部材から曲げ試験片を切り出し，JIS に基づく強度評価を実施した。特に，高い回転にともなう高応力が発生し，高温環境下で使用される GGT ローターに関しては，高温高強度材料である SN 281 を採用し，切り出しによる強度評価を行った。この結果を表 3 に示す。この表より明らかなように，部材切り出しにおける 1500℃ の保証強度（棄却率 20%）は 490 MPa であり，目標値の 400 MPa 以上を達成することができている。ワイブル係数に関しても 22 が得られており，目標である 20 以上を達成した。さらに，靱性改良材料の研究開発を実施し，GGT ローターへの適用に関する試験を実施した。表 4 に部材切り出しによる評価結果を示し，破壊靱性値においても目標を上回る結果を得られることがわかった。さらに，

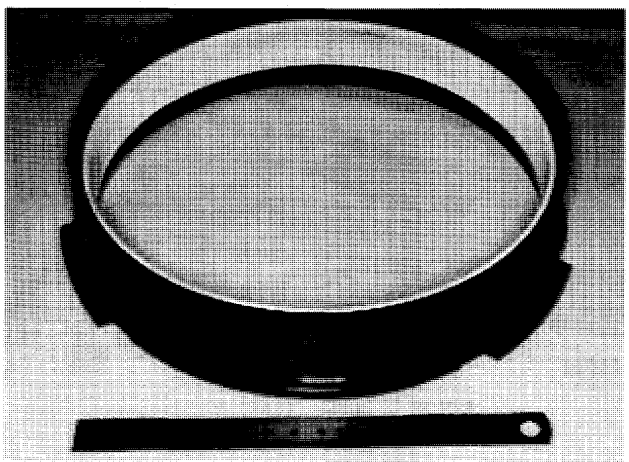


図 10 TIT 1,350℃ でのエンジン試験後のアブレイダブルシュラウド（チップクリアランス：0.2 mm）

この靱性改良材料で製作した GGT ローターは，室温でのスピンテストを実施し，定格の 100% の試験においても破壊しないことが確認された。

4.2 保証技術（スピンテスタのよる回転保証）

部材切り出しによる強度評価に並行して，回転部品に対してスピンテスタによる破壊強度確認を実施するとともに，部材の強度保証技術確立を目指した。真空中で機械駆動により高速回転を実現できるスピンテスタを導入し，GGT ローター，PT ローターの回転保証試験を行った。保証値は当初それぞれ定格回転数の 120% で行っていたが，エンジン効率向上の面より高回転が要求され，パイロット CGT の後半には，GGT ローター 135%，PT ローター 130% のプルーフ回転数を設定した。また，当スピンテスタには，光トリガーシステムによる破壊の瞬間を検出する機構を付加し，回転強度の測定と共に破壊起点の解明等の把握を行えるようにした。

4.3 長時間酸化試験

本プロジェクト後半には，TIT が 1,200℃ での 1000 時間の長時間耐久エンジン試験が実施された。長時間の運転試験では材料強度，クリープ特性とともに，酸化特性が重要となってくる。従来材料の酸化試験は，装置上の制約から通常，常圧下で行われていた。しかし実際のエンジンでは，加圧された条件下でセラミック部品が使用されるため，加圧下での酸化挙動を把握することが重要になってくる。そこで今回は，1,200℃ で 1.0 MPa の大気加圧条件での酸化試験を実施した。試験した材料は，SN 252，SN 282，SN 281 である。試験においては，材料自体の本質的な耐酸化特性を調査するため，耐酸化処理等の表面処理を行っていない試験片を使用して実施した。

図 11 に，1,200℃，1.0 MPa 大気加圧条件での酸化試験後の重量増加を示す。SN 281，SN 282 の酸化増量は，SN 252 の約 1／3 であり，1000 時間後では 0.23 mg／cm^2 程度であった。これを常圧での結果と比べると，

表 3 GGT ローターからの切り出し試験片による特性評価結果

（材質：ＳＮ２８１）

項目	目標値	評価結果
高温強度（1500℃）最低保証強度（棄却率２０％）	４００MPa 以上	４９０MPa
ワイブル係数（1500℃）	２０以上（参考値）	２２
破壊靱性値（室温）	8 MPa・m$^{1/2}$以上	６．２MPa・m$^{1/2}$

表 4 靱性改良材料を用いた各種部材からの切り出し特性評価結果

項目	目標値	標準試験片	ﾌﾟﾚｰﾄﾞﾁｯﾌﾟ	GGT ローター
室温強度	――	６２０MPa	６００MPa	６００MPa
1400℃強度	――	４１０MPa	４００MPa	４１０MPa
破壊靱性値	8 MPa・m$^{1/2}$ 以上	８．０ MPa・m$^{1/2}$	８．０ MPa・m$^{1/2}$	８．３* MPa・m$^{1/2}$

注*： ＳＥＰＢ法にて破壊靱性を測定。（試験片数＝２３）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

SN 281，282 で約 1.5 倍，酸化増量が大きくなっている。これは圧力により酸素分圧が増大し，材料中(酸化膜中)の酸素の拡散が加速された結果であると考えられる。以上の結果から，加圧環境下においても 10000 時間後の SN 281，SN 282 の酸化増量は 0.5 mg／cm^2 程度であると予想され，常圧下での優れた耐酸化性を維持していることがわかる。

4.4 加圧曝露試験

燃焼ガスに曝露された窒化ケイ素の材料劣化挙動を調査するため，燃焼ガス曝露試験を実施した。試験片は評価フランジ中に固定セットされた状態で，燃焼ガスに曝露される。水蒸気を含む燃焼ガスによる常圧曝露試験(燃焼ガス圧力は大気圧，ガス気流速度 240 m／秒)，および高圧燃焼ガス曝露試験（圧力 0.4 MPa，ガス流速 50 m／秒）を実施した。主燃焼器出口温度 1,200℃ での，高圧燃焼ガス曝露試験において，SN 281 の焼き肌面を累積 100 時間曝露させた後の重量減少は，1.2 mg／cm^2 となり，曝露された部分の肉厚変化も 10 μm～20 μm という小さい値となった。また，面粗さも焼き肌面から大きな変化をしておらず，この条件下では，窒化けい素の燃焼ガスによるエロージョンの影響は大きくないと判断した。

4.5 FOD（Foreign Object Damage）試験

セラミック材料は脆性材料であるために飛来物による強い衝撃が加わると容易に欠けや割れが発生する。このことは高速で回転するロータなどの可動部品にとっては致命的な欠点であり，飛来物によるセラミック材料の破壊に関する評価技術を確立するために工業技術院機械技術研究所と共同で評価手法の開発を行い，各種材料，各種形状のセラミック部品に高速の粒子を衝突させ，その破壊形態の評価を行った。図 12 に評価試験装置の外観を示す。本装置は，高電圧によりアルミニウムを揮発させ，このエネルギーにより極小型の飛翔体を打ち出すことができる。飛翔体の材質は，サマリウムーコバルト磁石であり，この時の飛翔体の速度は，2 個の固定されたコイルの中をこの磁石が通過する際の電磁場の変化により計測できる。試験片には，GGT ローターから切り出した翼型の試験片を用いた。この試験片の形状を図 13 に示し，試験結果を図 14 に示す。今回の試験では，飛翔体の衝突位置で破損せず，トレーリングエッジのみが破損する形態が観察された。これは，衝突により発生した応力波がセラミック翼中を伝搬し，自由端部で反射することにより翼の薄い部分で破壊に至る過大な引っ張り応力を発生させたものと考えられる。この破壊形態のものを白抜きの△で示している。この結果より，トレーリングのみ破壊するモードに関しては，翼形状や材質に大きな差は現れないことがわかる。ただし，飛翔体が衝突した部分より破損する形態（▲で示す）に関しては，翼形状変更により高い飛翔体スピードまで完全な破壊に至らないようにすることができることがわかる。ただし，材質による差に関しては，今回の試験では明らかにする

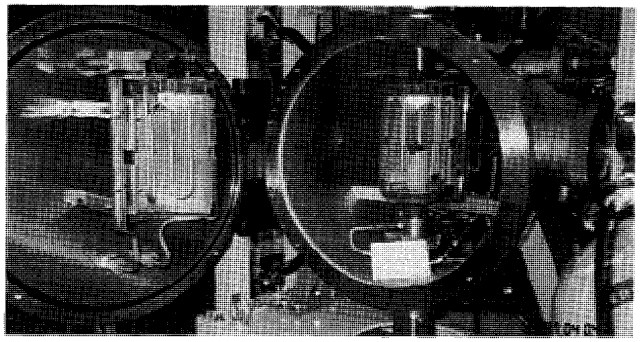


図 12 FOD 試験装置の外観

図 13 翼型試験片

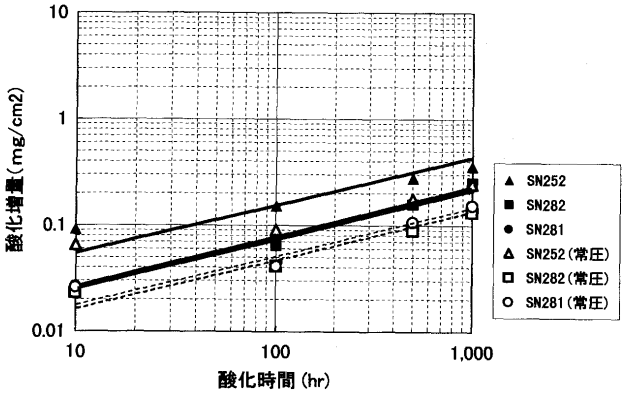


図 11 加圧酸化試験による重量増加量
(1,200℃，1.0 MPa)

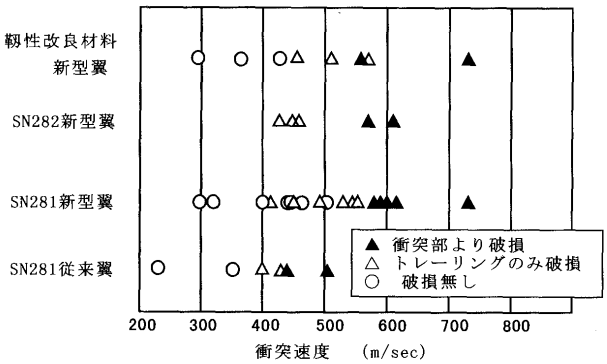


図 14 室温での FOD 試験結果

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

ことはできなかった。このような試験データを積み重ねることにより，強度，靱性等の材料特性とFODによる損傷との関連を明らかにするとともに，FODによる損傷の少ない適切な翼形状設計手法等について知見を深めることができると考える。

5．まとめ

300 kW級セラミックガスタービンの研究開発において，エンジン性能向上に向けた部品製造技術ならびに評価技術の確立を実施した。この結果，部品製造技術の研究開発においては，部品形状精度の目標を達成するとともに，部材切り出しにてセラミック材料の目標特性を達成することができた。また，評価技術の研究開発において，エンジン環境下で種々発生すると考えられる問題点に対する各種評価技術の確立を実施し，今後の部品開発に向けての貴重な知見を得ることができた。本プロジェクトにおけるこれらの成果は，今後のセラミック部品実用化に向けた重要な基礎となるものと確信する。

おわりに，本研究開発は通商産業省工業技術院のニューサンシャイン計画の一環として，NEDOからの委託により推進されたものである。関係各位のご指導に感謝申し上げます。

参考文献

(1) Arakawa, H., Suzuki, T., Saito, K., Tamura, S., Kishi, S., ASME Paper 97－GT－87

(2) Tatsumi, T., Takehara, I., Ichikawa, Y., Proceedings of the 1995 Yokohama International Gas Turbine Congress, 95－YOKOHAMA－IGTC－125

(3) Ichikawa, Y., Tatsumi, T., Nakashima, T., Takehara, I., Kobayashi, H., ASME Paper 97－GT－461

(4) Tatsumi, T., Takehara, I., Ichikawa, Y., ASME Paper 99－GT－105

(5) Yoshida, M., Tanaka, K., Kubo, T., Terazono, H., Tsuruzono, S., ASME Paper 98－GT－398

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05

特集・300 kW セラミックガスタービン

300 kW 級 CGT プロジェクトにおける FOD 評価試験について

吉田　博夫*1
YOSHIDA Hiro

1．はじめに

粒子衝撃を利用した新しい機械加工法を模索しながら一個の微小粒子を発射する方法について試行錯誤をしている中で，筆者がセラミックガスタービン（CGT）の異物衝撃損傷（Foreign Object Damage, FOD）の問題に関わるようになったのは平成3（1991）年暮れに開催されたある委員会に参加したことがきっかけであった[1]。委員会の使命の一つは，これまでの国内外の FOD 研究をレビューすることであった。翌平成4年度から，既に始まっていた 300 kW クラス CGT 研究開発プロジェクトの中で FOD 評価を担当することになっていたので，関連分野を調査するよい機会が与えられた。

調査結果を要約すると，国内外で推進されているセラミックガスタービンプロジェクトに呼応して精力的に FOD 研究が進められ優れた成果が蓄積されてきているが（例えば，文献(2)〜(6)），その大半は室温で行われたものであり，セラミックがその高い耐熱性の故に用いられると期待される高温での実験例は少ない[7],[8],[9]ということであった。また，ロータのような回転部分では遠心力が存在するので高温でしかも引っ張り応力がある場合の衝撃特性を把握することは実用上重要な課題と考えられる。しかしながら，主として方法論的な制約によると思われるが，上述のような実際の運転状況に近い条件下での衝撃試験はなされていない。このような状況での材料の衝撃挙動を室温での試験結果からのみ推し量るのにはやはり限界があると思われるし，将来的にはより直接的に評価できる方法が必要になると判断された。

このような背景から，本研究ではまず高温・応力負荷下での粒子衝撃試験法について検討することから着手することにした。衝撃技術の一般的な記述については，例えば，文献(10)，(11)等を参照していただくこととし，本稿では筆者が本プロジェクトで担当した FOD 評価を中心にその試験技術のあらましとそれを利用して得られた主な結果を紹介する。

2．FOD 試験法

高温・応力負荷状態での粒子衝撃試験を行う場合，当然のことながら試験環境が乱されることがあってはならない。例えば，これまでのほとんどの試験で用いられてきたガス銃を使用する場合，銃口から標的試験片までの距離を大きくするとか容量の大きな排気ポンプを使用するなどして大量の駆動ガスの試験片に対する影響を極力避ける配慮が必要となる。ところが，粒子の飛行距離を大きくすると命中精度の確保が難しくなる。300 kW 級 CGT ではロータブレードの高さならびに幅が 20 mm 程度弱と小さいものもあるので命中精度はある程度高くなければならない。また，通常のガス銃（大型の多段軽ガス銃を除く）で得られる衝突速度範囲はおおよそ 400 ms^{-1} 程度までである。

2.1　電熱型銃

以上の検討を踏まえ，本研究では排出ガスが少ない電熱型銃（Electrothermal Gun，以後 ET ガン）を使用することとした。ET ガンの作動原理は金属箔にパルス電流を流し，箔を瞬間的に加熱・溶融しその結果発生する高圧プラズマで粒子を加速するものである[12]。本研究では厚さ 15 μm，幅 2 mm，長さ 20 mm のアルミニウム箔に 2〜4 kV の電圧のもとでピーク値 5〜10 kA のパルス電流を流した。発生するプラズマ圧力は 35 MPa 程度と推測される。使用した電源の最大の電流，電圧，容量ならびにエネルギーはそれぞれ 50 kA, 10 kV, 50 μF ならびに 2.5 kJ である。ET ガンの構造を図1に示す。ガンの口径は 4 mm である。また，ET ガン全長は 30 cm 程度と極めて小さい。

2.2　衝突粒子

試験片に衝突させる粒子として直径 1 mm，重さ 4 mg

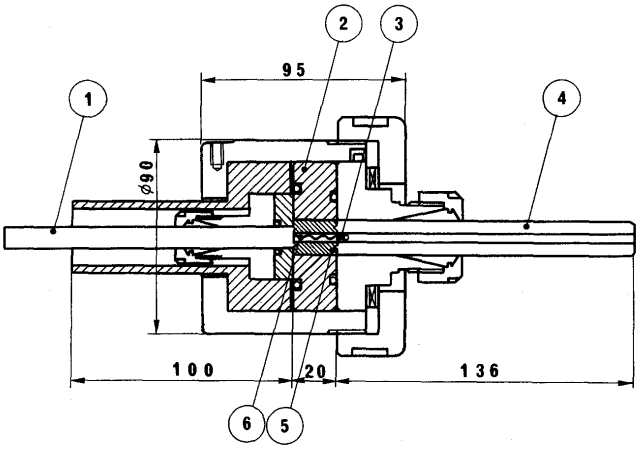


図1　ET ガン構造図
①電極，②放電室ホルダー，③マイクロサボと粒子，④電極，⑤放電室，⑥アルミニウム箔，（単位：mm）

原稿受付　1999 年 5 月 24 日
＊1　工業技術院 機械技術研究所
〒305-8564 茨城県つくば市並木 1-2

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/

のサマリウム・コバルト（Sm_2Co_{17}）球を使用した。サマリウム・コバルトは磁石になりやすく，コイルを通過するときの誘導電流信号から直接粒子速度を計測しやすい利点を有する[13]。高速度カメラ等を使用すれば，衝突粒子の材質に関わりなく速度測定が可能であるのはもちろんである。粒子径が 1 mm でなければならない特別な理由はなく，サブミリサイズからパウダーまで発射可能である。FOD に対する粒子サイズの効果も重要な検討事項であるが，今後の課題としたい。

2.3　マイクロサボ

直径 1 mm の粒子を口径 4 mm の ET ガンで直接発射することはできない。そこで，図 2 に示すようなマイクロサボと称する加速用ピストンに前述のサマリウム・コバルト粒子を搭載して加速した。マイクロサボはダイフロン（PCTFE）製とした。重さは長さ 2～4 mm のもので 50～100 mg 程度である。

マイクロサボは銃口に取り付けたサボ分離部で分離され粒子のみが発射されるようになっている。実は，図 3 に示すようにこのサボは背後の高圧プラズマが標的方向に噴出するのをブロックする役割をも果たし，プラズマは分離部上下の小孔から流出する。この分離部から 25 cm ほど先（図では右）に試験片が置かれている。この距離も粒子速度計測用のコイル間隔（ここでは 3 本のコイルを 5 cm 間隔で配置し全長 10 cm のものを使用した）を狭くすればさらに小さくできる。

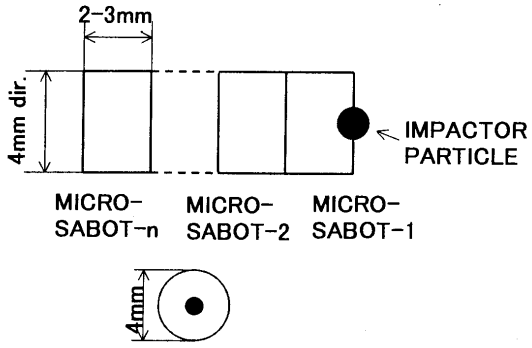


図 2　マイクロサボ

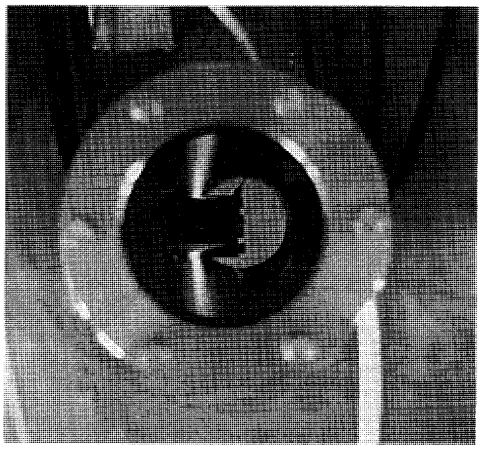


図 3　サボ分離
粒子は図の左から右へ進む

ここで注意しておきたいことは，サボ分離前後で（サボの変形の影響で）粒子速度が変化することで，それ故粒子速度は可能な限り衝突直前に計測することが望ましい[13]。

2.4　試験片加熱炉

引っ張り試験片またはブレードは直径 6 mm のモリブデンロッドヒーターで最高 1,400℃ まで加熱できる。加熱は ET ガンの電気的絶縁の都合上 2.6～4 kPa（20～30 Torr）窒素ガス雰囲気中で行った。

2.5　引っ張り荷重

試験片は上下の肩のところで 2 本ずつ合計 4 本のピンを介して最大 19,600 N (2 ton) の引っ張り荷重が油圧によって加えられるようになっている。試験片平行部の断面を 10 mm×2 mm とすると理論上最大 980 MPa の引っ張り応力を負荷できることになる。これは本 CGT で想定している応力 400 MPa を十分カバーしている。

FOD 装置の概略は図 4 に示すとおりである。

2.6　使用した試験片

使用した試験片形状は図 5 に示すような板状引っ張り試験片とロータから切り出したブレード試験片である。表 1 にここで使用したタービン候補材料の機械特性値を示す。

3．発射特性

電源に蓄えられる電気的エネルギーは $(1/2)CV^2$ である。ここで，C と V はそれぞれコンデンサー容量ならびに供給電圧である。一方，m と v をサボの質量と速度とすると，この運動エネルギーは $(1/2)mv^2$ と表される。これらのエネルギーを対置させると，粒子速度は概ね $(C/m)^{1/2}V$ に比例すると想定されるので，これを発射パラメータと呼ぶことにする。粒子速度と発射パラメータの関係を図 6 に示す。容量，電圧，質量の単位を μF，kV，mg とすると今回の実験条件での発射パラメータ範囲は 1～3 となった。速度のばらつきは必ずしも小

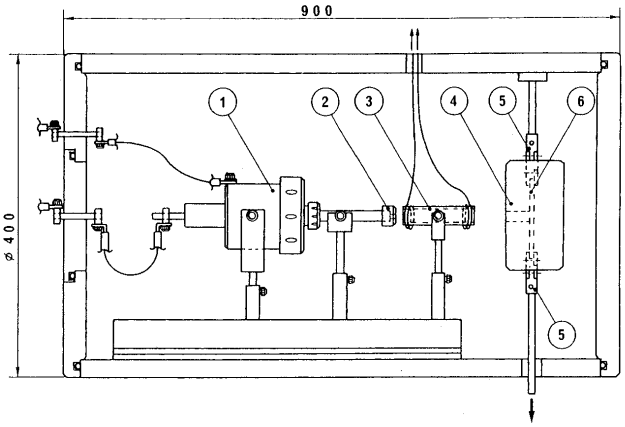


図 4　FOD 装置の概略
①ET ガン，②サボ分離部，③誘導コイル型粒子速度計，④炉，⑤ユニバーサルジョイント，⑥試験片，（単位：mm）

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

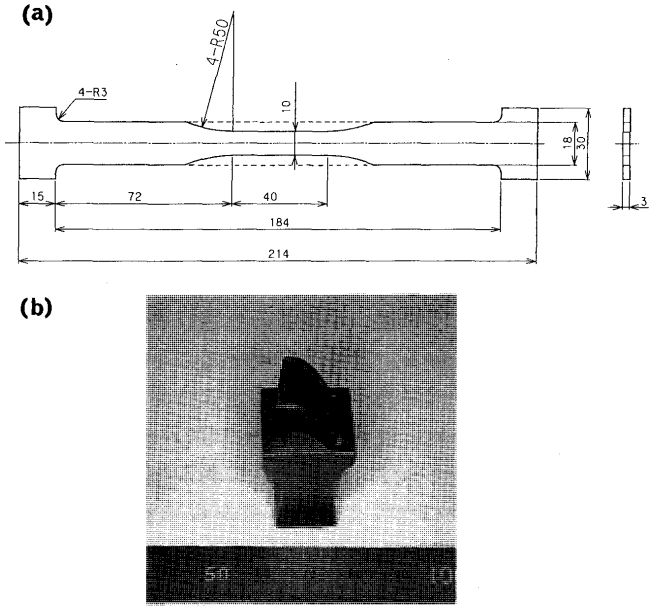


図 5　使用した試験片
(a)板状試験片，低い引っ張り応力の場合幅 18 mm（点線）試験片も一部使用した（単位：mm），(b)ブレード試験片（材料 E）

表 1　使用したセラミックの機械特性

Property(unit)	A	B	C	D	E
Density(g cm^{-3})	3.26	3.37	3.42	3.4	3.4
Bending strength(MPa)	1020	1090	760	615	861
Fracture toughness(MPam$^{1/2}$)	6.0	5.6	5.0	6.8	6.2
Young's modulus(GPa)	318	317	320	309	318
Vickers hardness(GPa)	14.7	16.7	14.2	13.7	14.8
Poisson's ratio	0.26	0.28	0.27	0.28	0.28

さくはないが，速度とパラメータはほぼ比例関係にあることがわかる。ばらつきはサボ質量を増加させると小さくなる傾向が認められた[03]。ばらつきの主たる原因は供給電圧設定時の誤差ならびにサボと口径とのはめ合い精度の不足などによると考えられ，これらの改善により速度の再現性も向上できる見込みである。

ところで，サボを介して加速発射された粒子はかなりの早さで回転する場合があることがわかった[03]。これは，粒子を大気圧中である程度長い距離を飛ばす場合には空力的に粒子の軌道が大きくずれる可能性があることを意味し，注意が必要である。

4．衝撃試験

4.1　板状試験片の結果

表 2 に，これまでに得た室温ならびに高温でしかも引っ張り荷重を加えた場合の結果を比較した。特に，高温・引っ張り応力状態での衝撃結果は本装置によって初めて得られるものであることを強調しておきたい。表中 Rupture（●）は試験片が完全に二つあるいはそれ以上の部分に分割された場合のことであり，No rupture（○）とは試験片が粒子衝撃後も一体となって原型をとどめている場合のことを指すものとした。このような大まかな破壊の定義は学問的厳密さには欠けるが，材料の何らかの強度変化を反映するものであることは間違いない。また，●と○との速度幅は今後データ数を増やすことにより狭くなる可能性がある。現在のところデータ数はまだ十分ではないものの，引っ張り応力や高温の衝撃に対する効果の一端を伺い知ることができる。

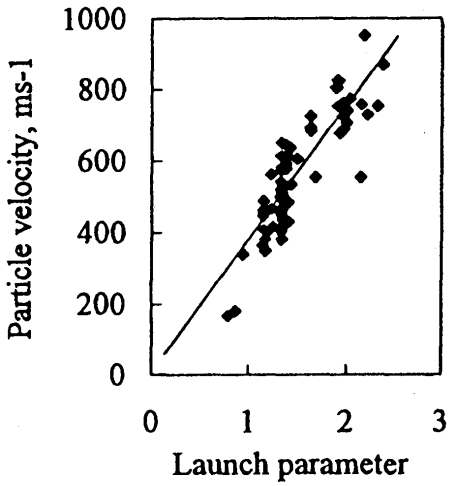


図 6　粒子速度と発射パラメータ
実線（回帰直線）：$V = 362\,P\,(C/m)^{0.5}$，V：粒子速度 ms^{-1}，P：供給電圧 kV，C：コンデンサ容量 μF，m：サボ重量 mg

表 2　温度ならびに引っ張り応力の衝撃強度に対する影響

No.	Type	Temp.℃	Tensile Stress, MPa	Impact velocity, m s^{-1}	Rupture:● No rupture: ○
1	B	R.T.	0	462	○
2	B	R.T.	0	493	○
3	B	R.T.	0	542	●
4	B	R.T.	0	548	●
5	B	R.T.	100	357	○
6	B	R.T.	100	370	○
7	B	R.T.	100	450	●
8	B	R.T.	100	454	●
9	D	R.T.	0	592	○
10	D	R.T.	0	719	○
11	D	R.T.	64	775	○
12	D	1,350	0	1,000	○
13	D	1,350	64	571	○
14	D	1,350	64	694	●
15	D	1,350	64	763	●
16	A	1,000	0	595	○
17	A	1,000	100	885	●

材料 B の室温における衝撃挙動について見てみる。引っ張り応力の作用が無い場合，破壊臨界速度は 493 から 542 ms^{-1}（仮に，その中間の速度が臨界速度と想定すると，(493＋542)／2≒520 ms^{-1}）の間にある（No. 2 と 3）。そこで 100 MPa の引っ張りを加えると臨界速度は顕著な低下を示し，370 から 450 ms^{-1}（同，(370＋450)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/09.

／2＝420 ms^{-1}）の間で破壊している（No. 6 と 7）。ここでの破壊の定義に従えば，臨界速度は 100 ms^{-1} 以上も低下したことになる。真の原因究明は今後の詳細な検討を待たなくてはならないが，一つの可能性として以下のことが考えられる。即ち，強度低下のきっかけとなる表面き裂は引っ張り応力とは無関係にある衝突速度で現れ，発生した亀裂は引っ張り応力の作用があれば成長し全体的な破断にいたる。逆に，引っ張り応力の作用が無ければ破断にはいたらない。この場合，引っ張り応力の作用は表面き裂発生の有無をより精度良く判定する一つの手段を提供すると考えられる。

高温状態が衝撃強度に対してどのような影響を与えるかは，材料 D の結果が一つの回答を示している。即ち，室温で引っ張り 64 MPa のもとでは 775 ms^{-1} でも破断はしないが（No. 11），1,350℃，64 MPa では 694 ms^{-1} で破断している（No. 14）。破断臨界速度は少なくとも 80 ms^{-1} 低下している。これは，上述した室温の場合の考察を踏まえ，温度による機械特性の変化（例えば，靭性値の低下）に原因すると考えられる。さらに，No. 12 と 14 を比べると高温でも応力負荷がなければ破壊臨界速度かなり高くなることを示唆し，高温において応力の有無が衝撃強度に大きな影響を持つ可能性を示している。

また，衝撃の際の発光ならびに荷電粒子放出などの現象についても報告がなされている[14]。

4.2　ブレード試験片の結果

図 7 に代表的な翼型試験片（材料 E）の破損形態を示す[15]。図 7 (a)，(b)，(d)は室温で，(c)は 1,350℃ で行われた。図 7 (a)，(b)，(c)のように翼中央部（あるいは前縁部）に粒子が衝突して，後縁が破損する現象はしばしば見受けられた。

ところで，セラミックタービンを回し始めた頃，後縁が破損している例が少なからずあると聞いたことがある[16]。当時はその原因を特定できなかったようであるが，ここでの試験結果から類推して異物の衝突による破損であるとの見方が強まっている。後縁が破損する機構は以下のように考えることができる。即ち，粒子衝撃によって発生する圧縮波はそれぞれ前縁ならびに後縁自由端で引っ張りの波として反射される。この二つの引っ張りの波が重なるとその場所に強い引っ張りが発生しそこで破断する可能性は高い。しかも，翼型の後縁部分は薄くなっており強度的には弱い。また，曲げの波の干渉による可能性も考えられる。

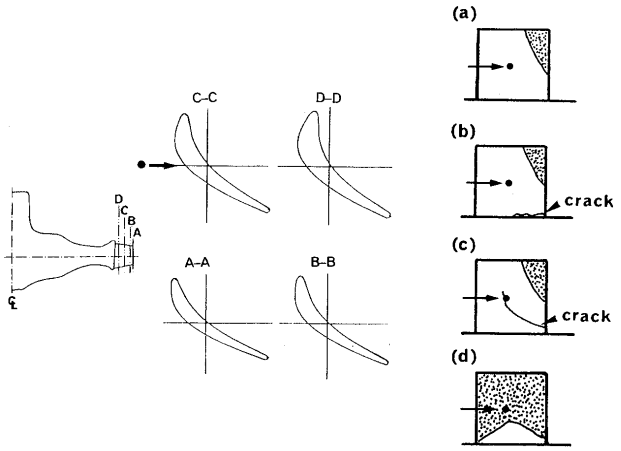


図 7　ブレードの衝撃破壊形態
(a) 545 ms^{-1}，室温，(b) 709 ms^{-1}，室温，(c) 714 ms^{-1}，1,350℃，(d) 778 ms^{-1}，室温

図 7 (b)と(c)は温度の違いが破壊の形態にどのように反映するかを示している。定性的な説明は以下の通りである。即ち，室温では靭性値の低下は起こらず衝突点での局所的な破損はそれほど成長しない。そのため，衝突の力は局所的に吸収されず，結果として翼の根本に強い曲げが発生することになりそこにき裂が現れる（図 7 (b)）。一方，高温では衝突点の靭性値が低下し局所的な破損の程度は室温の場合より大きくなる。言い換えれば衝撃力の吸収が起こり，結果的に根本の部分に強い曲げが発生することを防いでいる（図 7 (c)）。今後数値シミュレーションを援用しながら詳細な検討が望まれる。

5．まとめ

本稿の最初に触れたように，筆者が本プロジェクトに参入する少し前に FOD 研究の調査を行う機会があり，その結論はセラミックがその優れた耐熱性の故に用いられることが期待される高温でしかも応力負荷が存在する状況での衝撃挙動についてはほとんど試験はなされていないということであった。そこで，本研究ではまず高温かつ応力負荷状態という運転状況にできるだけ近い状態のもとで材料の衝撃特性を評価する方法を確立することから開始し，ET ガンとマイクロサボによる単一微小粒子衝撃技術を完成させた。このことは本研究における最も大きな成果の一つといえる。

データを体系的に採ることについてはまだ充分ではないが，セラミックガスタービンを実際に設計製作するにあたっての現状での限界を見極めるデータを提示してきたと考えている。衝撃強度に対する温度や引っ張り応力の影響も少しずつ明らかになりつつある。また，衝撃によるリングき裂発生臨界応力に関する考察も行ったが，紙面も尽きたので他の機会に報告させていただく。今後さらにデータを蓄積しその整理・体系化に努力を傾注しなければならないと考えている。

終わりに臨み，本プロジェクトにおいて終始激励をいただいた筒井康賢エネルギー部長，また ET ガン導入に際して有益なアドバイスをいただいた石川島播磨重工業越智正雄氏ならびに上松和夫氏に謝意を表します。

参考文献

(1)　(財)石油活性化センター調査報告書，PEC－91 C 04 (1991)
(2)　A. G. Evans, M. E. Gulden, and M. Rosenblatt : "Impact Damage in Brittle Materials in the Elastic-Plastic Response Re-

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

gime", Proc. R. Soc. Lond. A. 361(1978)343－365

(3) Y. Akimune, T. Akiba, and T. Ogasawara: "Damage Behaviour of Silicon Nitride for Automotive Gas Turbine Use When Impacted by Several Types of Spherical Particles", J. Mater. Sci., 30(1995)1000－1004

(4) Y. Akimune, Y. Katano, and K. Matoba: "Spherical-Impact Damage and Strength Degradation in Silicon Nitrides for Automobile Turbocharger Rotors", J. Am. Ceram. Soc., 72(1989) 1422－1428

(5) H. Tsuruta, M. Masuda, T. Soma, and M. Matsui: "Foreign Object Damage Resistance of Silicon Nitride and Silicon Carbide", J. Am. Ceram. Soc., 73(1990)1714－1718

(6) 寺前哲夫，浜田晴一，"セラミック円盤の鋼球による衝撃損傷"，機械学会論文集(A 編)53(1991)485－491

(7) D. A. Shockey, D. C. Erlich, and K. C. Dao: "Particle Impact Damage in Silicon Nitride at 1400℃", J. Mater. Sci., 16(1981) 477－482

(8) J. Song, J. Cuccio, and H. Kington: "Impact Design Methods for Ceramic Components in Gas Turbine Engines", ASME paper 91－GT－115(1991)

(9) I. Maekawa, H. S. Shin, and H. Miyata: "Damage Induced in SiC by a Particle Impact", Eng'g. Fract. Mech., 40(1991)879－886

(10) 林卓夫，田中吉之助：「衝撃工学」，日刊工業新聞社 (1998)

(11) 電磁加速技術応用システム協同研究委員会：「レールガン―超高速への挑戦―」，電気学会技術報告 第 563 号 (1995)

(12) E. Igenbergs, S. Aigner, A. Hudepohl, M. Rott, U. Weishaupt, and H. Kuczera: "The TUM/LRT Electromagnetic Launchers", IEEE Transactions on Magnetics, 22 (1986), 1536－1541

(13) H. Yoshida, Y. Hoshi, K. Uematsu, and Y. Kitazawa: "A Single, Small Particle Launch System by Electrothermal Gun and Microsabot", Rev. Sci. Instrum., 68(1997)178－183

(14) H. Yoshida, S. Kano, Y. Hasegawa, T. Shimamori, and M. Yoshida: "Particle Impact Phenomena of Silicon Nitride Ceramic", Philos. Mag., A, 74(1996)1287－1297

(15) H. Yoshida, T. Nakashima, M. Yoshida, Y. Hara, and T. Shimamori: "Experiment on Foreign Object Damage of Gas Turbine-Grade Silicon Nitride Ceramic", ASME paper, 98－GT－399(1998)

(16) 巽哲男，私信

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

特集・300 kW セラミックガスタービン

CGT 302 熱交換器開発

堀江　哲次*1　HORIE Tetsuji
江田　隆志*1　ETA Takashi

キーワード：熱交換器，ガスタービン

1．まえがき

CGT 302 エンジンの再生器に使用する熱交換器の研究開発を行った。本熱交換器は，高性能・コンパクトなプレートフィン型による金属製熱交換器である。本開発において，開発目標を達成するとともに 2100 時間以上の耐久試験を達成して熱交換器の高い耐久性と耐熱性を確認した。

本報告では，CGT 302 用として開発した熱交換器の構造，部品開発，実機での試験結果等について述べる。

2．開発目標

エンジン熱効率 42% を達成するために，再生サイクルとして最適な運転条件と高い開発目標が設定された。TIT＝1350℃ 時の運転では，熱交換器における排ガス入口温度は 823℃ に達し，同クラスの金属エンジンが 550～650℃ 程度なことからも非常に高い温度での運転条件が設定された。開発目標として，エンジン性能の向上に重要な項目である温度効率は 82%，圧力損失はガス側：4％，空気側：2％という高い目標値が設定された（値は全てパイロット CGT での目標値）。また，具体的な開発目標値は設定されていないが，運転条件に対する充分な強度，耐熱性も考慮して開発を行った。CGT 302 用熱交換器の開発目標を表 1 に示す。

表 1　CGT 302 用熱交換器の開発目標

	基本型GT	基本型CGT	パイロットCGT
熱交換器形式	定置伝熱式プレートフィン型		
材　質	SUS310S	インコネル600	HA230+高AL. SUS
温度効率　%	79	78	82
ガス温度(IN/OUT)°C	633 ／ 299	797 ／ 391	823 ／ 390
空気温度(IN/OUT)°C	198 ／ 541	254 ／ 678	296 ／ 717
大きさ　mm	600(L) x 450(W) x 420(H) x 2コア		
ガス側圧力損失　%	2	3	4
空気側圧力損失　%	4	3	2

原稿受付　1999 年 5 月 19 日
＊1　住友精密工業㈱ 熱エネルギー第一技術部
〒660-0891 兵庫県尼崎市扶桑町 1-10

3．構造

熱交換器の基本設計において，材質，構造，伝熱方式の検討を行った結果，軽量・コンパクトで高性能な定置伝熱式金属製プレートフィン型を選定した。

熱交換器本体（コア）は，一次伝熱面であり且つ各通路の隔壁・シール面を受け持つセパレート・プレート（以下，冷却板と記す）と，二次伝熱面であり伝熱促進作用を持つコルゲートフィンで構成される。これらの部品を交互に積層して排ガスと空気の通路を形成する，向流式のプレートフィン型熱交換器とした。今回，従来コアの構成部品がコルゲートフィン，冷却板，スペーサーバーにより構成されているのに対して，コルゲートフィンと冷却板の 2 要素によるコア構造を採用した点が特徴である。

その結果，スペーサーバーがなくなり断面部の肉厚変化が減少し，熱サイクル寿命の向上と部品点数削減による軽量化・生産性の向上を図ることが出来た。新規構造と従来構造の比較を図 1 に示す。

熱交換器の要求仕様にもとづき，新規構造によるプレートフィン型熱交換器の設計を行った。排ガスはコア端面より導入，排出し，空気はポートを設けて導入，排出する形とした。コアは真空ろう付けにより一体接合される。コア形状を決定する冷却板は，外周に空気通路のシール部を設け，両端に空気ポートを配した形状とした。この冷却板に空気側伝熱フィンを内蔵し，外部に排ガス側伝熱フィンを装着する。コアは製作性と高温時の熱変形防止等の観点から左右 2 分割とした。

熱交換器組立，架構の開発については，エンジン側排ガス出口部への装着性を考慮して熱交換器全体の組立構造，架構の設計を行った。熱交換器の排ガス入口部周辺には排ガスのバイパス防止を兼ねた熱遮蔽板を適宜設け

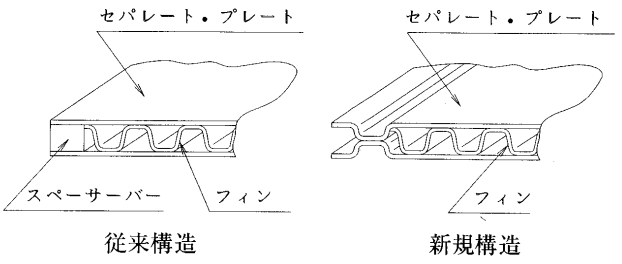


図 1　コアの新規構造と従来構造の比較

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

た。また本架構内には放熱防止用の断熱材を内蔵できる構造とした。CGT 302 熱交換器全体組立を図 2 に示す。

4．材料

熱交換器に使用する材料は，開発初期は SUS 310 S を使用し，基本型 CGT では使用温度の上昇に合わせて Ni 基合金であるインコネル 600 を採用した。しかし，パイロット CGT の運転条件に対してはインコネル 600 では高温強度が不十分と判断し，高温強度と耐高温酸化性に優れた Ni 基合金ヘインズアロイ No. 230（三菱マテリアル㈱製，以下 HA 230 と記す。）を選定して製作を行った。しかし HA 230 は常温強度も高く，冷却板とコルゲートフィンの製作を行った所，加工性が非常に悪いため加工後の部品精度が低下し，熱交換器のろう付に悪影響を及ぼした。特に，コルゲートフィンの成形工具が著しく摩耗し，高精度なコルゲートフィンの製作が実用上困難となったため，コルゲートフィン用材料は代替材の検討を行った。検討の結果，高 Al 含有ステンレス鋼（住友金属工業㈱製，NAR-AH 6）が希望する条件に近いことが分かり，フィン製作，ろう付性，接合強度の確認試験を実施して，充分な加工性と高い接合強度を確保することが可能なことを確認した。CGT 302 熱交換器に使用した材料の特徴を表 2 に，CGT 302 熱交換器用材料の材料特性を図 3 に示す。

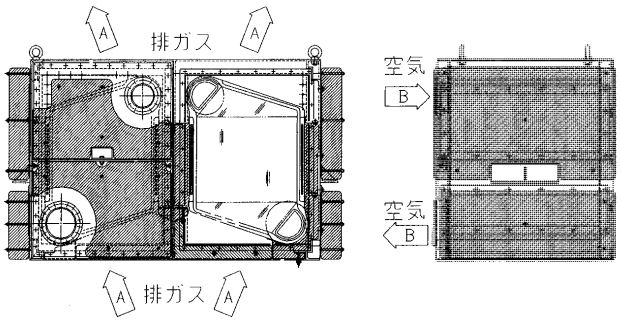


図 2　CGT 302 熱交換器全体組立

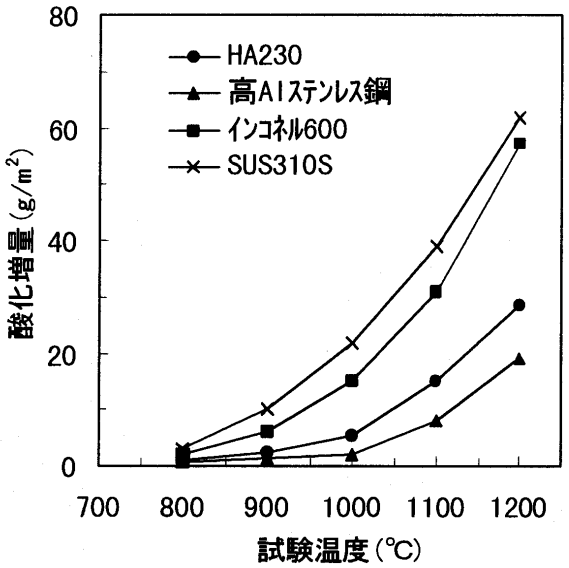
5．部品開発

5.1　冷却板

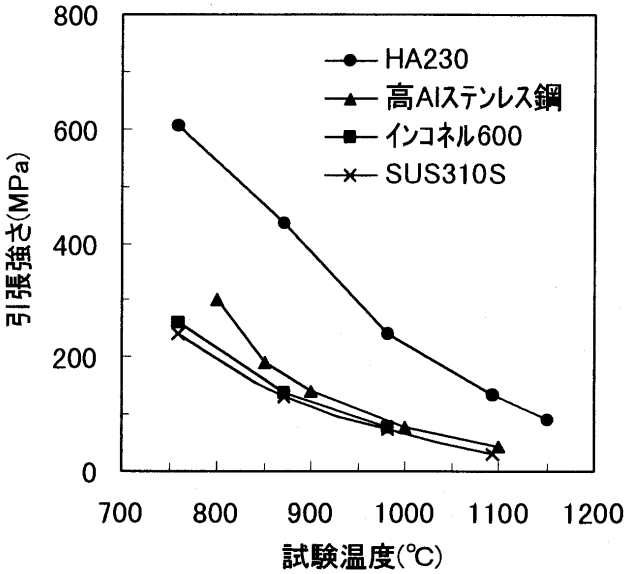
冷却板の開発は，使用するコルゲートフィンの寸法，各通路の必要伝熱面積，機器レイアウトに適したコア形状等の諸条件を考慮して設計・製作を行った。冷却板の側壁部を除く全ての平面部はろう付接合を行う面となるため，部品のほぼ全面で高精度を要する部品である。冷却板材料は，耐熱性能を向上させるために SUS 310 S，インコネル 600，HA 230 へと順次変更したが，その結果常温強度も増加し，材質を変更する度に高精度なプレス加工が困難となった。特に，空気通路のシール接合面での精度不良が発生して，ろう付後に空気通路の漏洩が発生した。そこで，金型の構造，材質を見直して耐磨耗性や金型の剛性を向上させた金型の設計・製作を行った。また，各工程での加工度を低減して加工精度の向上を図

表 2　CGT 302 用熱交換器に使用した材料の特徴

	使用材料			
	基本型GT	基本型CGT	パイロットCGT	
項　目	SUS310S	インコネル600	HA230	高Al. SUS
高温強度	△	△	◎	△
耐高温酸化性	△	△	◎	◎
ろう付性	○	△	○	○
溶接性	○	○	○	—
加工性	○	○	△	○



高温強度



耐高温酸化性

図 3　CGT 302 熱交換器用材料の材料特性

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

る仕様に変更した。その結果，ろう付に必要な面精度を満足する冷却板の製作が可能となった。

熱交換器コアのろう付技術を確立するために，小数段モデルから始めて多段積層化を進めたが，ろう付時にコアの変形，横ずれが発生した。そこで冷却板の周囲に凹凸形状を追加して冷却板のずれを低減した。無荷重の状態では接合部に隙間が空いていた従来品に対して，改良品では接合部の隙間をほぼなくすことが出来た。開発した熱交換器用冷却板の外観を図4に示す。

5.2 コルゲートフィン

耐熱合金鋼による高性能コルゲートフィンの開発については，限られた寸法内で高性能化を図るために高温下で使用可能な耐熱合金による高性能コルゲートフィンの開発を行った。コルゲートフィンの高性能化を計るためには，熱交換器の単位体積当たりの伝熱面積と熱伝達係数の増加が必要である。そこで，最適なフィン形状の選定と高密度フィンの開発を行った。特にCGT熱交換器の性能を支配し，高温下での使用となる排ガス通路のコルゲートフィンについて開発を行った。

フィン形状は伝熱部を高性能であるセレート型とし，分流部には圧力損失の低いプレーン型を選定した。SUS 310 Sやインコネル600でのフィン製作時には特に問題は発生しなかったが，HA 230では材料強度が飛躍的に上昇したため非常に困難となった。特に，フィン成形工具の磨耗が激しく，少量の製作で工具の使用限界に達した。また，成形後のフィンの変形，寸法のばらつき等の不具合も発生して，ろう付時の不具合を引き起こした。そこで，フィン成形性向上と工具寿命の改善を図るために成形工具の改良，成形条件の見直し，素材の焼き鈍し等の対策を行ったが，顕著な改善は確認されなかった。しかし，パイロットCGTでは基本型CGTより更に性能の向上が必要なため，高密度フィンの開発は必須である。そのため，HA 230での高性能フィン製作は実用上困難であると判断して，HA 230に変わるコルゲートフィン材料の検討を行い，高Al含有ステンレス鋼を選定して開発を行った。この材料は，強度はHA 230より劣るが耐高温酸化性能はHA 230以上の性能を持つ高性能なステンレス鋼で，この変更により，フィンの変形，寸法のばらつきが少ない高密度フィンの製作が可能となった。高Al含有ステンレス鋼で製作したコルゲートフィンを図5に示す。

6. ろう付

ろう材は，コアのろう付接合に適したろう材としてNiろうを選定した。Niろうとしては，粉末，プリフォーム（バインダで固め，成形したもの），アモルファス箔があるが，冷却板のような複雑な形状の部品に対しては粉末が適している。ろう付け性や接合強度の確認試験を小型の試験サンプルでまず確認し，最終的には実機サイズの試験サンプルを製作してろう付性の確認を行った。

ろう材の供給方法については，通常，粉末ろうはバインダと混合してペースト状にした後，接合部に塗布，固定を行う。塗布は冷却板のほぼ全面に行う必要があるため，専用の自動塗布装置を開発，製作した。この装置により，一連の工程が自動化され，高能率で均一な塗布作業が行えるようになった。

熱交換器コアのろう付については，従来から当社で実績のある真空ろう付けで行った。完成したCGT 302熱交換器の外観を図6に示す。

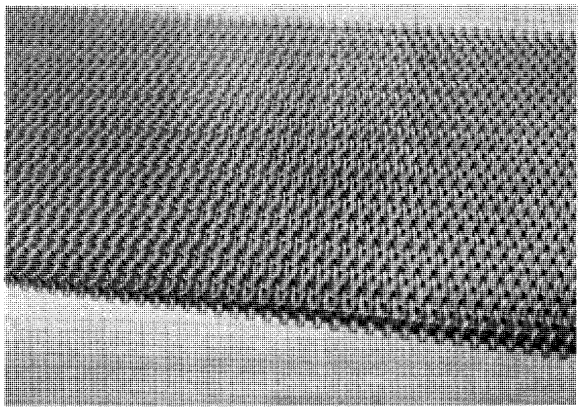


図5 コルゲートフィン（高Al含有ステンレス鋼製）

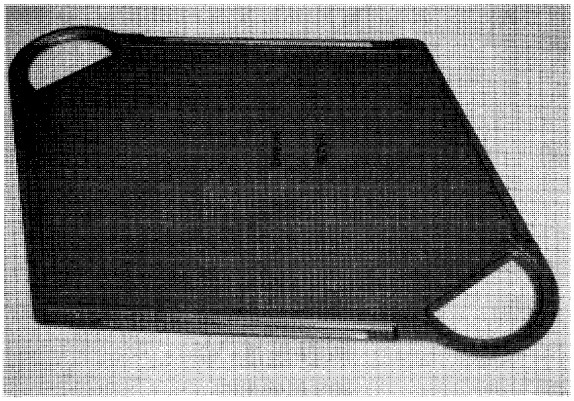


図4 熱交換器用冷却板

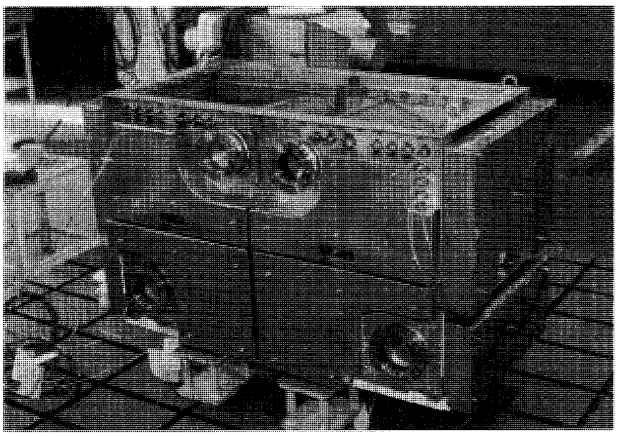


図6 CGT 302熱交換器

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

7．熱耐久試験

熱交換器の耐熱性能を試験評価するために，熱交換器単体での熱耐久試験を，試験装置を製作して行った。熱源は圧縮空気を電気ヒータで加熱昇温して供給し，供試体は実機積層数の1／8としたモデルを製作して試験を行った。

試験パターンは，常温→600℃，600℃保持，600℃→常温の各工程を約15分で行い，繰り返し試験を行った。100サイクル毎に熱交換器の損傷状況を確認して試験を進めた。600サイクル後に空気通路配管取付部に損傷が発生した。損傷の原因は，熱交換器外部からの配管応力等による配管部の損傷と思われ，熱交換器への外力緩和対策が重要であることが分かった。試験後の確認ではコア自体の損傷は特に確認されず，要素研究における熱交換器の耐熱性を確認した。熱耐久試験での測定データの一例を図7に示す。

8．実機試験評価

熱交換器の性能確認は，川崎重工㈱殿で実機に搭載して試験を行い，各流体の出入口温度・圧力を測定して性能評価を行った。温度効率および圧力損失については，開発目標を達成することが出来た。熱交換器としての目標値は達成したが，エンジン熱効率42%を達成するために，熱交換器の更なる性能向上と圧力損失の低減を目指した，パイロット改良型熱交換器の開発を行うことになった。改良型の要求仕様が温度効率の向上と圧力損失の低減という相反する要求なことと，開発期間が短く冷却板の新規設計・製作も困難なことから，パイロットCGT用熱交換器の積層数を25%増加して伝熱面積と通過断面の増加を図った。この改良により，パイロットCGT用熱交換器に対して温度効率は1.3%の向上，圧力損失はガス側0.7%，空気側0.4%の低減を図った。

パイロット改良型を実機に搭載して試験を行った結果，温度効率は85.5%を達成した。圧力損失についても，排ガス側1.2%，空気側2.0%という値を達成し，共に目標値を達成した。エンジン熱効率についても，各社で鋭意開発した改良品を組み込んだエンジンで最終的に42.1%を達成し，開発目標値である42%を突破した。パイロット改良型として製作した熱交換器は実機へ搭載した後は無交換で性能試験に使用されたが，漏洩等の損傷は皆無であった。実機でのCGT 302熱交換器の性能を図8，9に示す。

長時間運転試験研究では，TIT＝1200℃における1000時間の長時間運転を行うため，耐久性を考慮して熱交換器の仕様は性能試験用と同一とした。

長時間運転試験は最終的に，累積で2100時間以上，起動回数は130回以上の運転が行われた。その間，熱交換器は無交換・無補修で運転を行ったが漏洩等の不具合は確認されなかった。熱交換器の実機での運転状況を図10に示す。

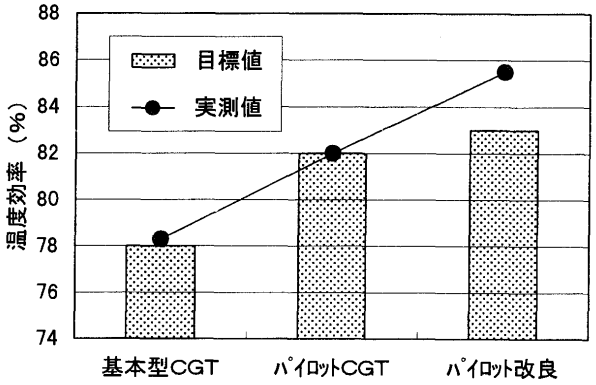


図8 熱交換器の性能（温度効率）

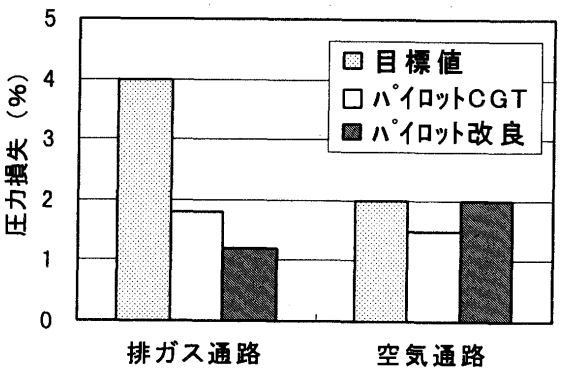


図9 熱交換器の性能（圧力損失）

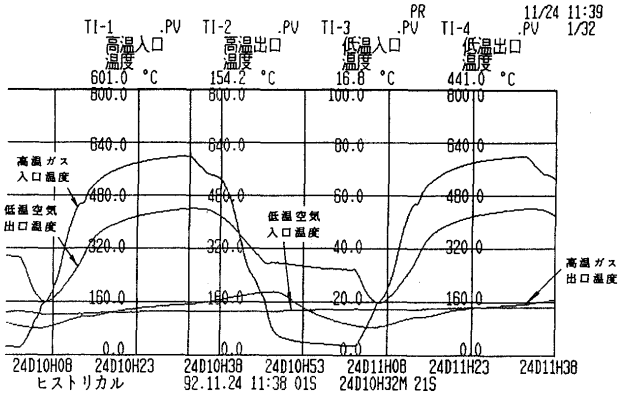


図7 熱耐久試験での測定データ例

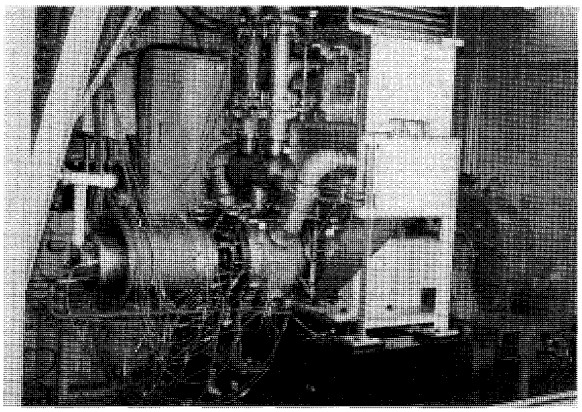


図10 熱交換器の実機での運転状況

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/03.

9．まとめ

CGT 302 用熱交換器の研究開発を行い，820℃ 以上の高温条件で使用される再生器として，定置伝熱式による金属製プレートフィン型熱交換器を開発した。実機試験により，85.5% の温度効率と 2100 時間以上の運転を達成し，高性能で耐熱性にも優れた熱交換器であることを確認した。

以上の結果から，ガスタービン用再生器へ金属製プレートフィン型熱交換器が充分に実用可能なことを実証した。

10．今後の課題

今回開発した熱交換器を商用レベルで製作するには，より安定した生産技術の確立が必要である。今後，コルゲートフィン，冷却板等の更なる精度向上を図るとともに，より安定した製造技術の改良を行う必要がある。また，今回使用した耐熱合金は非常に高価なため，商用化の際には安価なステンレス鋼等での開発・製作が必要である。

11．おわりに

当社は，300 kW 級 CGT プロジェクトにおける CGT 302 グループの一員として，川崎重工業殿，京セラ殿とともに CGT の研究開発を行ってきた。熱交換器の開発目標については無事達成し，非常に高い開発目標であったエンジン熱効率 42% も達成することが出来た。研究開発に於いてご指導いただいた関係者の皆様に対し，この場をお借りして厚く感謝申し上げます。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

ガスタービン基礎講座

―ガスタービンと流体工学（3）―

川池　和彦*1
KAWAIKE Kazuhiko

1．はじめに

‘ガスタービンは，（圧縮機やタービンは勿論のこと）燃焼器や冷却も含めて本質的には流体機械である’[1]とは（故）岡崎卓郎元本学会会長のガスタービンの本質をついた名言である。エネルギ変換とは直接関係のないタービン翼の冷却や燃焼器の流体設計の良否がガスタービン全体の性能やコンポーネントの機能に大きな影響を及ぼし流体力学的な見方なしでは設計できないことを意味している。ガスタービンのように高速流体でエネルギー変換や熱の授受の影響がある場合は，連続の式と運動量の式で決まる流れ場に熱やエネルギーの式を考慮した熱流体力学（Thermo-Fluid Dynamics）としての取り扱いが必要になる。

流体解析はCFD（Computational Fluid Dynamics）の発達により大規模化しコンピュータまかせのブラックボックスとして使う時代に入ってきたが，まだ問題によっては設計ツールとしてCFDにまかせられるところまでには成熟していない。熱流体のように複雑な複合現象の場合，流体力学の基礎を単純化した理論で正確に把握しておくことは，熱と流れの現象を理解したり改良設計に対する見通しやセンスをつける意味で重要であろう。本講座の流体力学(1)，(2)[2]では，エネルギー変換をするターボ機械としての流体力学の一般論について述べた。本稿においてはガスタービン特有の熱と流れの現象に関するいくつかの例題を通じて熱と流体との接点及びその理論的な基礎について概説する。

記号

a ：音速	A ：断面積
C_f ：壁面摩擦係数	c_p ：定圧比熱
D ：水力直径	d_{te} ：後縁厚さ
e ：内部エネルギー	F ：粘性力
G ：流量	h, h_t ：エンタルピー，全エンタルピー
i ：ロータルピー	M ：マッハ数
o ：スロート幅	p, p_{rt}, p_t ：静圧，相対全圧，全圧
$\dot{Q}$ ：外部から加えられる単位流量当たりの熱量	
r ：半径	R ：ガス定数
s ：エントロピー	S ：翼間のピッチ，表面積
t ：時間，固体の厚さ	T, T_{rt}, T_t ：静温，相対全温，全温
U ：周方向速度	V ：絶対速度
W ：相対速度	α ：流れ角，熱伝達率
$\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4$ ：各々境界層の排除，運動量，エネルギー，エンタルピー厚さ	
	γ ：比熱比
λ ：熱伝導率	ρ ：密度
τ ：壁面摩擦応力	ω, Ω ：角速度
太字：ベクトル	

以下の議論において，圧縮性流体の状態方程式は共通なので統一的に用いる。

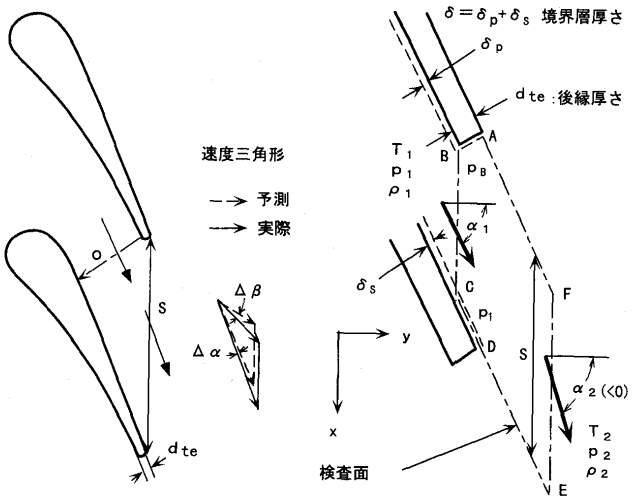
$$p = \rho RT \tag{1}$$

2．タービン冷却翼の空力特性

ガスタービンのタービン部分は構造的には，蒸気タービンとほぼ同一であるが，翼の冷却の有無の差があり，性能予測において冷却に伴う影響を本講座(1)，(2)[2]のターボ機械の流体力学理論に組み込んで評価しないと無視できない誤差を生じる。

2.1　翼後縁厚さが流出角に及ぼす影響

ガスタービンの冷却翼は，蒸気タービン翼と比較すると冷却の必要性から前縁が鈍頭で後縁が厚い形状の特徴がある。翼列の流出角はEuler仕事の算定に直接影響するばかりでなく後段の翼列に対する流入角にも影響し，その予測誤差が大きいと迎角損失（incidence loss）が増大する原因ともなる。



(a) 翼列の流れ　　(b) 翼列後縁部の流れのモデル

図1　後縁が厚い翼列の流出角の予測

原稿受付　1999年8月11日

＊1　㈱日立製作所 電力電機開発研究所
〒312-0016 茨城県ひたちなか市堀口832-2

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/03

後縁厚さの薄いタービン翼の流出角 α_2（<0とする）はスロート幅 o とピッチ S を用いて $-\cos^{-1}(o/S)$ で近似できることが知られているが，後縁厚さ d_{te} が厚い冷却翼の場合流出角がどうなるかを評価してみよう。図1において，(b)のような検査面 ABCDEF を考えると熱流体の各基礎式は以下のようになる。

連続の式

$$\int_A^D \rho_1 V_1 \cos\alpha_1 dx = \rho_2 V_2 S \cos\alpha_2 \tag{2.1}$$

接線（x）方向の運動量の式

$$\int_A^D (p+\rho V^2 \cos\alpha_1 \sin\alpha_1) dx = (p_2+\rho_2 V_2 \cos\alpha_1 \sin\alpha_2) S \tag{2.2}$$

軸（y）方向の運動量の式

$$\int_A^D (p+\rho V^2 \cos^2\alpha_1) dx = (p_2+\rho_2 V_2 \cos^2\alpha_2) S \tag{2.3}$$

エネルギーの式

$$\int_A^D \left(c_p T+\frac{1}{2}\rho V^2\right)\rho V \cos\alpha_1 dx = \left(c_p T_2+\frac{1}{2}\rho V_2^2\right)\rho_2 V_2 S \cos\alpha_2 \tag{2.4}$$

ここに $\alpha_1 = -\cos^{-1}\left[o/\left(S-d_{te}/\cos\alpha_1\right)\right]$

p_B：ベース圧力（物体後流の圧力）

境界層を考慮して，翼面の境界層部分とスロートを出た主流で流れを一様と仮定した部分とに分けて積分すると，各境界層厚さの定義式より，式(2.1)～(2.4)は各々式(2.5)～(2.8)のように求められる。式(2.4)では境界層の温度分布を考慮にいれるときプラントル数を1と近似する。

$$\rho_1 V_1 \cos\alpha_1 (1-d_{te}^*-\delta_1^*) = \rho_2 V_2 \cos\alpha_2 \tag{2.5}$$

$$\rho_1 V_1^2 \cos\alpha_1 \sin\alpha_1 (1-d_{te}^*-\delta_1^*-\delta_2^*)+(p_B-p_1)\tan\alpha_1 d_{te}^{**} = \rho_2 V_2^2 \cos\alpha_2 \sin\alpha_2 \tag{2.6}$$

$$\rho_1 V_1^2 \cos\alpha_1^2 (1-d_{te}^*-\delta_1^*-\delta_2^*)+p_1(1-d_{te}^{**})+p_B d_{te}^{**} = \rho_2 V_2^2 \cos\alpha_2 + p_2 \tag{2.7}$$

$$\rho_1 V_1 \cos\alpha_1 c_p T_1 (1-d_{te}^*-\delta_1^*-\delta_4^*)+\frac{1}{2}\rho_1 V_1^3 \cos\alpha_1 \times (1-d_{te}^*-\delta_1^*-\delta_2^*-\delta_3^*) = \rho_2 V_2 \cos\alpha_2 \left(c_p T_2+\frac{1}{2}V_2^2\right) \tag{2.8}$$

ここに

$d_{te}^* = d_{te}/S\cos\alpha_1$, $d_{te}^{**} = d\cos\alpha_1/S$, $\delta_1 = \delta_1/S\cos\alpha_1$, $\delta_2^* = \delta_2/S\cos\alpha_1$, $\delta_3 = \delta_3/S\cos\alpha_1$, $\delta_4^* = \delta_4/S\cos\alpha_1$, $\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4$ は各々境界層の排除厚さ，運動量の厚さ，エネルギー厚さ，エンタルピー厚さ

これらの式に次の仮定を加えると

・上流から下流へのエントロピー変化 ≥0

・図1で翼後縁部 AB $p_B = p_1$ CD 面の圧力も p_1 とする（ベース圧力 p_B については実験値が報告されているが簡単のため p_1 とした）

下流側の5個の未知数に対し式の数が式(1)を含めて5個あるので解が求まる。

図2は後縁厚さが翼の流出角特性に及ぼす影響をスロート出口マッハ数に対し示したもので，マッハ数が1に近づくと後縁厚さが厚くても流出角は $-\cos^{-1}(o/S)$ に近づくことがわかる。翼設計においてはこの偏差角を考慮する必要がある。

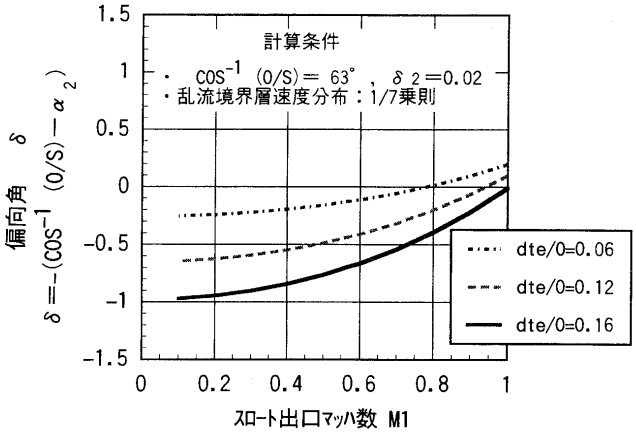


図2　後縁厚さが流出角特性に及ぼす影響

2.2 冷却空気混合の影響[5]

ガスタービンのタービン部分は高温で作動するため，翼を内部冷却し冷却後の空気を翼表面よりフィルム冷却として，あるいは翼の後縁や翼先端より排出する。

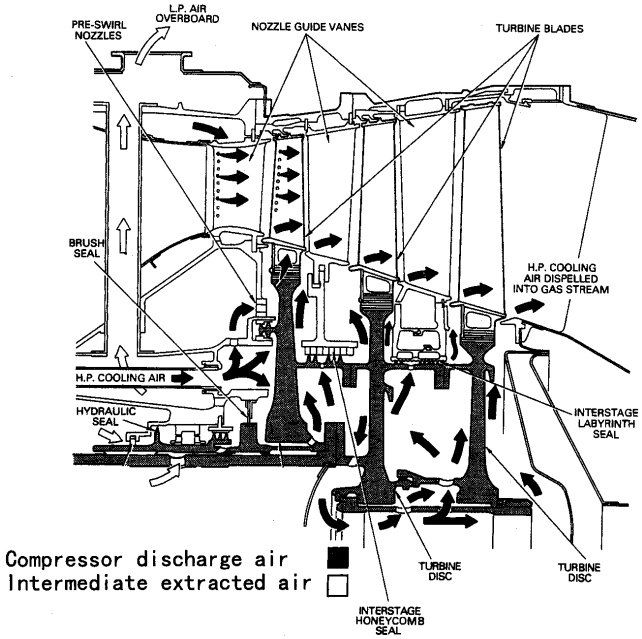


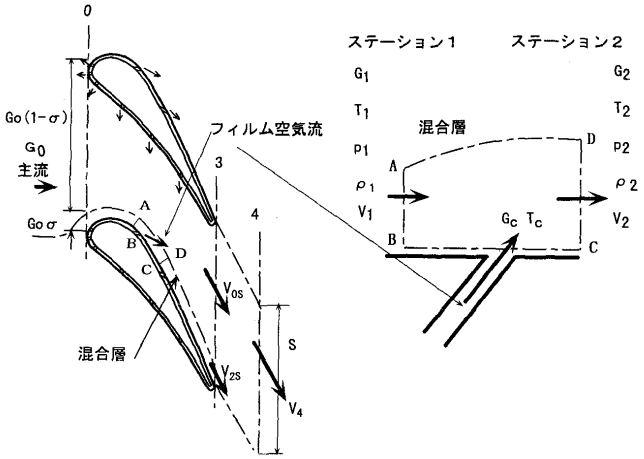
図3　タービンの冷却空気・シール空気系統[3]

また翼だけでなく図3に示すように，段間において高温ガスがタービンロータに侵入し（ingress）ロータを過熱させないようにシール空気を供給し保護するなどの対策をしている。これらの空気源としては圧縮機吐出空気や中間段からの抽気空気を用いており，燃焼温度1500℃級ガスタービンにおいては冷却空気やシール空

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

気の総量は，圧縮機吸い込み空気量の約25%にも達する。従って冷却空気の混入前と混合後の流量，温度だけでなく圧力の変化を把握し性能計算に反映する必要がある。

例えばタービン翼のフィルム冷却の場合を考え，図4のようにフィルム空気吹き出しによる翼列前後の状態量の変化を解析してみよう[(4),(6)]。翼間流れを，混合の影響を受けない領域（ここでは主流層と呼ぶ）と混合層とに分け，まず混合層内でのフイルム冷却空気と主流の混合後の状態量を求める。次に，混合層と主流層との混合を考える。



(a) フィルム冷却翼　　(b) フィルム冷却空気吹き出し部分のモデル

図4　フィルム冷却空気と主流ガスとの混合

まず混合層領域ステーション1→2では

・冷却空気混合によって静圧場は変化しない

・粘性によるエネルギーの散逸は無い

と仮定すると連続の式は

$$G_1+G_c=G_2 \tag{3.1}$$

流れ方向の運動量の式は

$$G_1V_1+G_cV_c+p_1A_1\frac{1}{2}(p_1+p_2)(A_2-A_1)=G_2V_2+p_2A_2 \tag{3.2}$$

エネルギーの式は，0→1は $T_{t1}=T_{t0}$ で1→2は

$$G_1c_{p1}T_{t1}+G_cc_{pc}T_{tc}=G_2c_{p2}T_{t2} \tag{3.3}$$

の基礎式が得られ，さらに検査面の静圧は混合によって変化しない（$p_1=p_2$），比熱を一定（$=c_p$）とし，上流側を既知として下流側の状態量を全温，全圧，マッハ数に変換して求めると，冷却空気混合後の状態は，流量，全温の変化は式(3.1)，(3.2)より簡単に得られ，ステーション2の状態量が求まる。また混合後のマッハ数は

$$M_2^2=\left[\frac{(1+\phi)(T_{t1}+\phi T_{tc})\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M_1^2\right)}{\left(1+\phi\frac{V_c}{V_1}\cos\alpha_c\right)^2M_1^2T_{t1}}-\frac{\gamma-1}{2}\right]^{-1} \tag{3.4}$$

ここに $\phi=G_c/G_1$ で冷却空気流量比を表す。

また，全圧の変化は全圧損失率 $\Delta P_t/P_{t1}$ で求めると

$$\frac{\Delta P_1}{P_{t1}}=\frac{P_{t2}-P_{t1}}{P_{t1}}=\left(\frac{1+\frac{\gamma-1}{2}M_2^2}{1+\frac{\gamma-1}{2}M_1^2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}-1\approx\frac{\gamma}{2}(M_2^2-M_1^2) \tag{3.5}$$

となる。冷却空気量比が小さい（$\phi\ll1$）として近似すると，

$$\frac{\Delta p_t}{p_{t1}}=-\frac{\gamma}{2}M_1^2\phi\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M_1^2\right)\left(1+\frac{T_{tc}}{T_{t1}}-2\frac{V_c}{V_1}\cos\alpha_c\right) \tag{3.6}$$

が得られる。ステーション2の状態量がわかったので，次に翼列全体での圧力損失を評価するにはステーション3→4で混合層（層の厚さ：σ，$G_1=G_0\sigma$）と主流層（層の厚さ：$1-\sigma$）との混合を考慮する必要がある。翼の後縁厚さによる損失は対象外なので後縁厚さを0とすると，同様に連続の式は

$$G_0+G_c=\rho_4A_4V_4 \tag{3.7}$$

流れ方向の運動量の式は，例えばステーション2の全圧の流体がステーション3の圧力 p_3 まで等エントロピー膨張したときの速度を添え字2sで表し流出角を α_3 とすると

$$G_0(1-\sigma)V_{0S}\cos\alpha_3+(G_0\sigma+G_c)V_c\cos\alpha_3+p_3S=G_4V_4+p_4S \tag{3.8}$$

エネルギーの式は

$$G_0c_{p0}T_{t0}+G_cc_{pc}T_{tc}=G_4c_{p4}T_{t4} \tag{3.9}$$

となり翼列全体では比熱は一定とし式(3.7)～(3.9)より混合によるエネルギー損失係数として次式で評価できる。

$$\xi=1-\frac{(1+G_c/G_0)V_4^2}{V_{1s}^2+(G_c/G_0)V_{cs}^2} \tag{3.10}$$

この時混合層の厚さ σ をどう仮定するかが問題となるが明確な根拠がないので実験値に近くなるように設定する必要がある。一方，式(3.6)は圧力損失の発生原因をよく表しており，冷却空気の主流方向の運動量が小さいためこれを補うことにより圧力損失が生じるものと解釈することができる。図5は翼面の各位置からフィルム冷却空気を吹き出した場合のタービン効率の低下量 $\Delta\eta_t$ を比較したもので，主流のマッハ数が大きく，吹き出し角度が大きい位置のフィルム冷却は効率を低下させる傾向

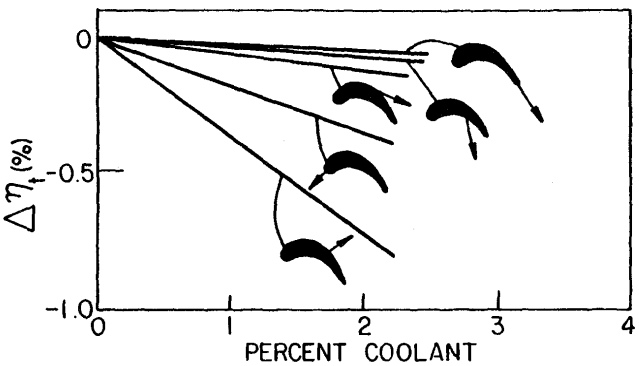


図5　翼列空力性能に及ぼすフィルム冷却吹き出し位置の影響（Heiser, W. H. 1978）[(6)]

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05

にあることがわかる。フィルム冷却の位置はまず冷却の必要性から決定されるべきであるが，冷却も結局は性能向上が目的であるので最適設計の見地からは，空力的な配慮も必要になる。実際にも主流マッハ数の大きな翼背側にフィルム冷却孔を多く設けている例は少ない。

3．熱流体力学の一般論

ガスタービンにおいては，燃焼器やタービン翼の内部冷却のように流れの過程で加熱の影響を受けたり，伝熱促進のため圧力損失が発生する場合がある。このような熱と流れに関し静止場と回転場の基礎式について考えてみる。

3.1　静止場における1次元熱流体理論

圧縮性流体のいろいろな場合の一次元流れについては文献(7)に詳しく展開されているが，ここでは流路面積（A）の変化，摩擦損失（剪断摩擦 τ），加熱（$\dot{Q}$）の影響がある場の一次元流について基礎式を導く。図6のような流路の微少部分をとり微少部分をとり2次以上の微少項を省略すると

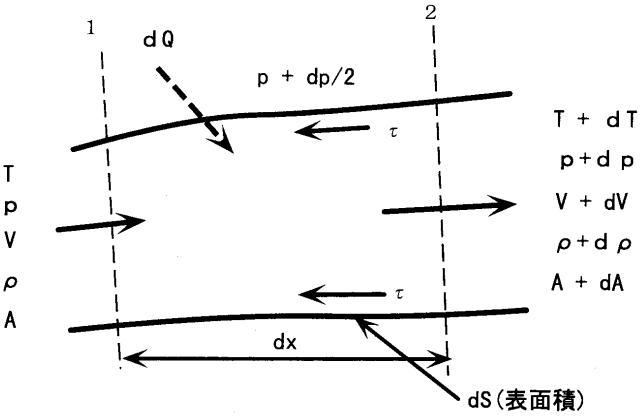


図6　熱伝達と摩擦を考慮した1次元圧縮性流れのモデル

連続の式は，

$$\rho AV=(\rho+d\rho)(V+dV)(A+dA)$$
$$\Rightarrow\frac{d\rho}{\rho}+\frac{dV}{V}+\frac{dA}{A}=0 \tag{4.1}$$

運動量の式は，表面積を dS とし，そこに作用する摩擦応力を τ とすると

$$\rho V^2A+pA+\left(p+\frac{dp}{2}\right)dA+\tau dS$$
$$=(\rho+d\rho)(V+dV)^2(A+dA)+(p+dp)(A+dA)$$
$$\Rightarrow\frac{Adp}{V^2p}+\frac{\rho A}{V}\frac{dV}{p}+\frac{\tau dS}{V^2p}=0 \tag{4.2}$$

エネルギーの式は，

$$d\dot{Q}=C_p(T+dT)+\frac{1}{2}(V+dV)^2-C_pT-\frac{1}{2}V^2=C_pdT_t$$
$$\Rightarrow C_p\frac{dT}{V^2T}+\frac{dV}{TV}=\frac{d\dot{Q}}{V^2T} \tag{4.3}$$

となり，dp/p と dT/T を未知数として解くと

$$\frac{dp}{p}=-\frac{V^2}{RT}\frac{dV}{V}-\frac{\tau dS}{pA} \tag{4.4}$$

$$\frac{dT}{T}=-\frac{dQ}{CpT}-(\gamma-1)M^2\frac{dV}{V} \tag{4.5}$$

音速の関係式 $V=Ma=M\sqrt{\gamma RT}$ の対数微分式

$$\frac{dV}{V}=\frac{dM}{M}+\frac{dT}{2T}$$

と摩擦損失項を摩擦係数 C_f と水力直径を用いて表すと

$$\tau=\frac{1}{2}C_f\rho V^2 \tag{4.6}$$

$$\frac{dS}{A}=\frac{4dx}{D} \tag{4.7}$$

の関係があり，式(4.4)，(4.5)を式(4.1)に代入するとマッハ数の変化は，次式のように求まる。

$$\frac{dM}{M}=\frac{\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)}{M}\left(-\frac{dA}{A}+\frac{4C_f}{D}\frac{\rho M^2dx}{2}+\frac{d\dot{Q}}{C_pT}\right) \tag{4.8}$$

状態量の変化は全温，全圧，マッハ数に対して評価する方が便利なので，静圧と全圧の関係式の対数微分式

$$\frac{dp_t}{p_t}=\frac{dp}{p}+\frac{\gamma M^2}{\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)}\frac{dM}{M}$$

を用いると，断面積変化，加熱，摩擦損失後の状態量の変化を算定でき，全圧の変化は次式のように求まる。

$$\frac{dp_t}{p_t}=-\frac{dT_t}{T_t}\frac{\gamma M^2}{2}-\frac{4C_fdx}{D}\frac{\gamma M^2}{2} \tag{4.9}$$

この式の応用として，燃焼器のような流れで燃焼（加熱）のみによる圧力損失を評価する。$C_f=0$ とすると

$$\frac{\Delta p_t}{p_t}=-\frac{dT_t}{T_t}\frac{\gamma M^2}{2}=-\frac{\gamma M^2}{2}\frac{d\dot{Q}}{c_pT_t} \tag{4.10}$$

となる。これは燃焼により流体の体積流量が増え加速されることで運動量増加につりあう圧力損失を意味する。これより燃焼による圧損は，一般のガスタービン燃焼器では $M\approx0.1$ 位なので小さいがスクラムジェットのように超音速燃焼をさせる場合には大きくなることがわかる。

実際の燃焼器では，この他に保炎器や流路の摩擦損失が加わるため

$$\frac{\Delta p_t}{\frac{1}{2}\rho V_1^2}=K_1+K_2\left(\frac{\Delta T_t}{T_t}\right) \tag{4.11}$$

のような形式で補正係数 K_1，K_2 を実験的に求めて使用している。また式（4.9）は静止場を流れる冷却流路における基礎式としても有用で，翼を内部冷却することによる冷却空気の加熱と伝熱促進要素の圧力損失を考慮した関係式で，この式をもとに所定の圧力差で流れる冷却空気量が求まる。

3.2　回転場における熱流体力学

回転する動翼の流れを扱う場合，静止座標系からみる

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

と非定常となり取り扱いが困難となる。回転場座標系からは定常として扱えるが，支配方程式がどう表されるのであろうか。本章では，まず回転場の熱流体力学（とくにエネルギー式）を静止場の場合と対比しながら導き，3.3章でこの基礎式を用いて回転する動翼内の流れに応用してみる。絶対座標系における速度を $\boldsymbol{V}$，角速度 $\boldsymbol{\Omega}$ で回転する物体とともに動く相対座標系における速度を $\boldsymbol{W}$ とし回転場における流体力学の式は，静止場の流体方程式に対し $\boldsymbol{V}=\boldsymbol{W}+\boldsymbol{\Omega}\times\boldsymbol{r}$ の変換をほどこすことによって導かれる（紙数の都合でこの部分導出は略す）。

連続の式は

・静止場

$$\frac{\partial\rho}{\partial t}+\nabla\cdot(\rho\boldsymbol{V})=O \tag{5.1}$$

・回転場

$$\frac{\partial\rho}{\partial t}+\nabla\cdot(\rho\boldsymbol{W})=O \tag{5.1'}$$

運動方程式は，粘性力を $\boldsymbol{F}$ とすると

・静止場

$$\frac{D\boldsymbol{V}}{Dt}=-\frac{1}{\rho}\nabla p+\boldsymbol{F} \tag{5.2}$$

・回転場

$$\frac{D\boldsymbol{W}}{Dt}-\Omega^2\boldsymbol{\gamma}+2\boldsymbol{\Omega}\times\boldsymbol{W}=-\frac{1}{\rho}\nabla p+\boldsymbol{F} \tag{5.2'}$$

上式左辺の第2項が遠心加速度項，第3項はコリオリ加速度項で $\boldsymbol{\Omega}$ と $\boldsymbol{W}$ に垂直で右ネジの方向に作用する。これらは，質点系の力学と同様である。

一方エネルギー式は熱力学の第1,2法則より

$$Tds=dh-\frac{dp}{\rho} \tag{5.3}$$

流れとともに運ばれることを考え物質微分をとると

・静止場

$$T\frac{Ds}{Dt}=\frac{Dh}{Dt}-\frac{1}{\rho}\frac{Dp}{Dt}=\frac{Dh}{Dt}-\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial t}-\frac{1}{\rho}\mathbf{V}\cdot\nabla p \tag{5.4}$$

・回転場

$$T\frac{Ds}{Dt}=\frac{Dh}{Dt}-\frac{1}{\rho}\frac{Dp}{Dt}=\frac{Dh}{Dt}-\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial t}-\frac{1}{\rho}\mathbf{W}\cdot\nabla p \tag{5.4'}$$

系外より供給される単位流量あたりの熱量を $\dot{Q}$ とするとエントロピーの定義式より

$$T\frac{Ds}{Dt}=\dot{Q} \tag{5.5}$$

の関係がある。まず，静止場におけるエネルギー式を導いてみよう。式（5.2）より

$$\mathbf{V}\cdot\frac{D\mathbf{V}}{Dt}=-\frac{1}{\rho}(\mathbf{V}\cdot\nabla)p+\mathbf{V}\cdot\mathbf{F} \tag{5.6}$$

式（5.4）の右辺第3項の圧力項を消去すると

$$\frac{D\left(h+\frac{1}{2}V^2\right)}{Dt}=\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial t}+\mathbf{V}\cdot\mathbf{F}+\dot{Q} \tag{5.7}$$

$$h_t=h+\frac{1}{2}V^2 \tag{5.8}$$

と定義すると

$$\frac{Dh_t}{Dt}=\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial t}+\mathbf{V}\cdot\mathbf{F}+\dot{Q} \tag{5.9}$$

となり定常，粘性による発熱を無視（$\mathbf{V}\cdot\mathbf{F}=0$），熱の授受無し（$\dot{Q}=0$）では全エンタルピーが保存されることになる。この全エンタルピーは静止場における流体のエネルギーを示す重要な量である。2.1,.2.2章ではエネルギー式を全エンタルピーと全温の関係が $H_t=cpT_t$ であることから全温でいきなり記述している。

それでは，回転場において全エンタルピーに相当するものは何であろうかを導いてみよう。

上述の手順と同様に，式（5.2'）より

$$\mathbf{W}\cdot\frac{D\mathbf{W}}{Dt}=-\frac{1}{\rho}(\mathbf{W}\cdot\nabla)p+\mathbf{W}\cdot\mathbf{F}+\mathbf{W}\cdot(\Omega^2\boldsymbol{\gamma}-2\boldsymbol{\Omega}\times\mathbf{W}) \tag{5.10}$$

$\boldsymbol{W}=\boldsymbol{V}+\boldsymbol{\gamma}\times\boldsymbol{\Omega}$，$\boldsymbol{U}=\boldsymbol{\gamma}\times\boldsymbol{\Omega}$ とベクトル解析の公式より

$$\frac{D\mathbf{W}}{Dt}-\frac{D\mathbf{V}}{Dt}=\frac{D\mathbf{U}}{Dt}=\Omega^2\mathbf{r}-2\boldsymbol{\Omega}\times\mathbf{W} \tag{5.11}$$

式(5.4')の右辺第3項の圧力項を消去し式(5.11)を用いると

$$\frac{D}{Dt}\left(h+\frac{1}{2}W^2-\frac{1}{2}U^2\right)=\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial t}+(\mathbf{W}+\mathbf{U})\frac{D\mathbf{U}}{Dt}+\mathbf{W}\cdot\mathbf{F}+\dot{Q} \tag{5.12}$$

この左辺の（　）内を下記のように定義すると

$$i=h+\frac{W^2}{2}-\frac{U^2}{2} \tag{5.13}$$

定常で $\frac{D\mathbf{U}}{Dt}$ のとき

$$\frac{Di}{Dt}=\mathbf{W}\cdot\mathbf{F}+\dot{Q} \tag{5.14}$$

さらに粘性による発熱を無視（$\boldsymbol{W}\cdot\mathbf{F}=0$），断熱（$\dot{Q}=0$）では i が保存されることになる。静止場のエネルギーを代表する全エンタルピー h_t に対し回転場においては i をロータルピー（rothalpy）と呼んでおり，ターボ機械の空力分野ではよく知られているが，その他の分野にはなじみが薄いので理解しておくとよい。また，速度三角形より V の θ 方向の成分を V_θ とすると $i=h_t-r\Omega V_\theta$ と書け

$$\frac{Dh_t}{Dt}=\Omega\frac{D(rV_\theta)}{Dt} \tag{5.15}$$

となり流体機械のエネルギー変換を示す重要な関係式である。この関係式については，本講座(1)(2)のp.39で1次元的に導いた式と同一である。なおこの式は，回転場における翼間の流れに対しても回転する流路の流れに対する基礎式としても当てはまる。

この式の後者の応用例として，図3のように動翼に冷却空気を導入し冷却後排出した時の動力について考えてみる。式(5.15)より

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/07

$$\Delta h_t = (r\Omega V_\theta)_{exit} - (r\Omega V_\theta)_{in} = U_{exit}^2 - U_{in}^2 \tag{5.16}$$

ここに U_{exit}, U_{in}：冷却空気出口及び入口位置の周速でタービン動翼は遠心圧縮機のような作用をしたことになり，これをポンピング動力と呼んでいる。

例えば，比出力 300 kW／kg のガスタービンにおいて 2％の冷却空気を動翼で使用し翼先端より排出したとするとし，一般に回転体に導入する冷却空気は角運動量をもっていないから $U_{in}=0$ m／s, $U_{exit}=400$ m／s で $W_{pump}=1\times0.02\times400^2/1000=3.2$ kW／kg となりポンピング動力だけでガスタービンの熱効率は 3.2／300≒1％低下することになる。この時ポンピング動力分のエンタルピー Δh_t は冷却空気が翼より排出されたときに主流に与えられることになる。ポンピング動力低減のため U_{exit} を小さくするため冷却上問題がなければ，冷却空気の吹き出し位置を下げ翼の取り付け部付近に配置させたり，回転体に供給する時にガイドベーンで予旋回を与え U_{in} を大きくするなどの工夫をしている例もある。

3.3　回転する動翼冷却流路内の流れ

高温ガスタービンの回転動翼の内部には，一般に半径方向に流れる流路が形成してあり，冷却空気を有効利用するため流路を折り返したサーペンタイン構造になっている。図 7 の座標系において冷却流路を流れる流体の基礎式は z 軸の回りを角速度 ω で回転する円筒座標系 (r, θ, z) において，$w_r \gg w_\theta, w_z$ および $\boldsymbol{\Omega}=(0,0,\omega)$ とすると

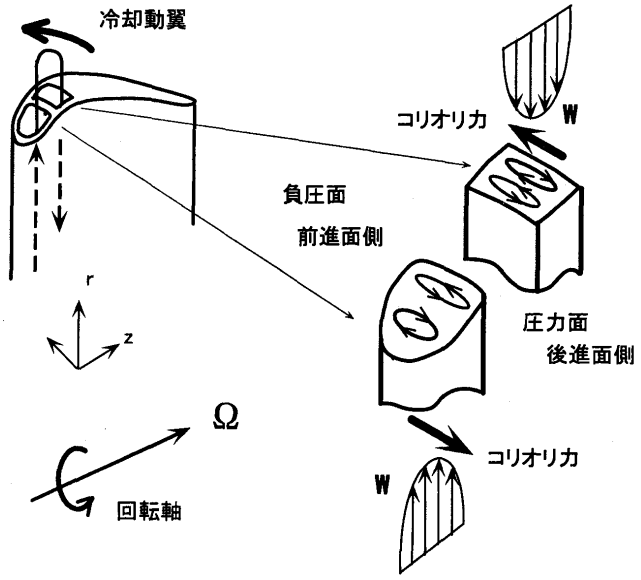


図 7　動翼サーペンタイン冷却流路の流れ場に及ぼす回転の影響

連続の式は式(5.1')より

$$\frac{\partial \rho w_r}{\partial r} = 0 \tag{6.1}$$

r 方向運動方程式は式(5.2')より

$$\rho w_r \frac{\partial w_r}{\partial r} - \rho r \omega^2 + \frac{4C_f}{D}\frac{\rho w_r^2}{2} = -\frac{\partial p}{\partial r} \tag{6.2}$$

θ 方向運動量は式(5.2')より

$$2\rho\omega w_r = -\frac{\partial p}{\partial \theta} \tag{6.3}$$

エネルギー式は式(5.14)より

$$w_r \frac{\partial i}{\partial r} = \dot{Q} \tag{6.4}$$

となる。

式(6.3)より冷却空気が半径方向に流れる時，回転方向と逆向きのコリオリ力が作用し，これと釣り合う圧力場が（回転方向に対し前進側の流路面の圧力が低い）形成される。一方境界層の発達した壁面では w_r が小さくコリオリ力も小さくなり圧力勾配とのバランスが崩れ，側壁部で圧力の高い側から低い側に流れが生じる。このため図のような 2 次流れが生じることになる。この流れは r 方向の流れに比較して小さいので，コリオリ力による熱伝達率や圧力損失に及ぼす影響として考慮し主な流れとしては r 方向のみの流れを考えればよい。

式(6.2)を回転体と共に移動する座標系での相対全圧，相対マッハ数で表すため，相対全圧と相対全温の式を r に関し対数微分をとる。相対全圧と相対全温を添字 rt で表すと

$$p_{rt} = p\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M_r^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}},\quad M_r = \frac{w_r}{a} \tag{6.5}$$

$$\frac{1}{p_{rt}}\frac{\partial p_{rt}}{\partial r} = \frac{1}{p}\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{\gamma M_r^2}{\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M_r^2\right)}\frac{\partial M_r}{\partial r} \tag{6.6}$$

式(6.6)などを式(6.2)に代入すると

$$\frac{\partial p_{rt}}{\partial r} = -\frac{\gamma M_r^2}{2T_{rt}}\frac{\partial T_{rt}}{\partial r} - \frac{\gamma M_r^2}{2}\frac{4C_f}{D} + \rho r \omega^2 \tag{6.7}$$

また，式(6.1)は断面積を A とすると

$$G = \rho w_r A \tag{6.8}$$

となる。式(6.7)の右辺第 1 項は加熱による加速損失，第 2 項は摩擦損失，第 3 項は遠心力による昇圧項を意味する。定式の相対全温の変化 ΔT_{rt} は単位流量当たりの熱伝達量 Q が与えられれば，式(6.4)を用いて

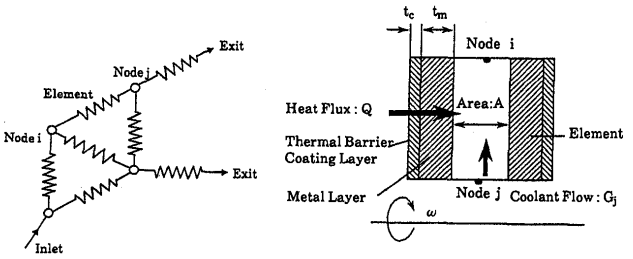
$$i = c_p T_{rt} - \frac{U^2}{2} \tag{6.9}$$

より求められる。この式は，$\omega=0$ とすれば 3.2 章で導いた静止場の式に当然ながら一致する。式(6.4)の意味するところをわかり易い例で説明する。入熱が無く回転している流路に熱電対をつけて温度を測定したとすると，熱電対はほぼ相対全温 T_{rt} を計測し，回転場では式(6.9)のロータルピー i が一定となることから，外向き流れでは下流方向に温度 T_{rt} は増加し，逆に内向き流れでは下流方向に温度 T_{rt} は減少することになる。これは遠心式圧縮機や遠心式タービンを連想すればよりイメージが明確になろう。回転体における冷却設計においては圧力と同様に温度に関しても当然この効果を考慮しなければならない。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

3.4 冷却翼の流れの解析

次に，簡単化された基礎方程式をどのように解析するかについて示す。図9(a)の様な冷却翼の熱と流れは翼入口部→ダクト→乱流促進リブ付きダクト→180°急曲がり→乱流促進リブ付きダクト→‥‥ピンフィン→出口のようにいろいろな流体要素に離散化したモデルに分解できる。図8(b)のように一つの要素においては式(6.7)を差分化した式が成り立つ。これを要素 e の入口 i と出口 j の接点の状態量の関係を要素を流れる流量を G として表し式(6.7)と式(6.8)より接点間の圧力と流量の関係および，接点間の総エネルギー（$I=Gi$）の関係式を求めると式(6.10)が導かれる。



(a) 全体要素ネットワーク　　(b) 局所要素モデル

図8　熱流動ネットワーク解析モデル

$$\begin{bmatrix} \beta & 0 & -\beta & 0 \\ 0 & G & 0 & -G \\ -\beta & 0 & -\beta & 0 \\ \beta & -G & -\beta & G \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} p_{ri} \\ i_i \\ p_{rj} \\ i_j \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} G_i \\ I_i \\ G_j \\ I_j \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} \beta\rho r \Delta r \omega^2 \\ Q_{tot} \\ \beta\rho r \Delta r \omega^2 \\ Q_{tot} \end{Bmatrix} \tag{6.10}$$

ここに

$$\beta = -\frac{2\rho a A}{\gamma M_r}\left(\frac{\Delta T_{ri}}{T_{ri}} + \frac{4C_f \Delta r}{D}\right)^{-1}$$

この時，総熱伝達量 Q_{tot} は，流路を構成する翼の金属層と遮熱コーティングの（熱伝導率，厚さ）を各々（λ_m, t_m），（λ_t, t_t），ガス側と冷却側の（熱伝達率，表面積）を各々（α_g, S_g：既知とする），（α_c, S_c）とし，一次元の熱伝導と熱伝達を考えガス側の温度を T_g とすると

$$Q_{tot} = (T_g - T_{ri}) \Big/ \left(\frac{1}{\alpha_g S_g} + \frac{1}{\alpha_c S_c} + \frac{t_1}{\lambda_t S_g} + \frac{2t_m}{\lambda_m (S_c + S_g)}\right) \tag{6.11}$$

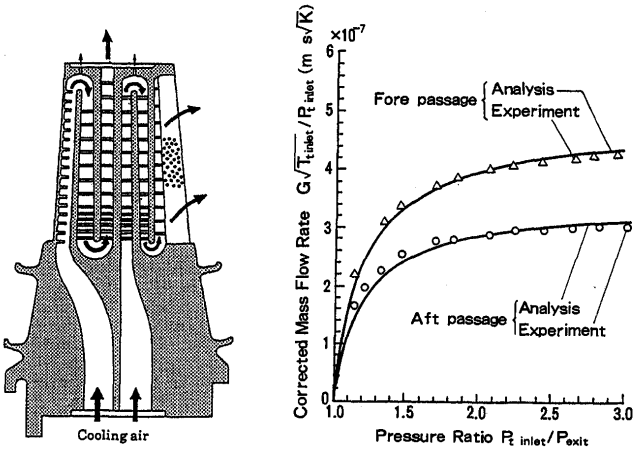
となりこれを解析する全体の要素に組み込んだ全体マトリックスを作り入口の境界条件の温度，圧力と出口の圧力を境界条件に解けば良い。

この時，ある接点においてはここに合流する各要素 e の質量保存とエネルギーの保存の関係式が成立しなければならないから

$$\sum_e G_i = \sum_e G_j = 0,\ \sum_e I_i = \sum_e I_j = 0 \tag{6.12}$$

を考慮する。一般に摩擦係数 C_f と熱伝達率 α_c は流速の関数なので非線型となり繰り返し収束するまで解を求めることになる。この問題は管路網解析として位置付けられており，その解析手段として例えば，Hardy Cross 法[9]などの解析法が知られているが，上述のように有限要素法のアルゴリズムを応用した解析手法[8],[10]のほうが汎用性があり便利である。複雑な流れ場の全体解析では，流れや熱伝達を特徴づける流体要素および伝熱要素に分解モデル化して要素ごとの関係式を連結して全体を解く方法が有効である。この解析の過程で流路の流速，温度上昇，熱伝達率，翼メタル温度などが求まる。翼メタル温度は，この流路解析の温度と熱伝達率を境界条件に翼形状に即した2または3次元の熱伝導解析を行えば翼部の詳細な温度分布を求めることができる。

例として図9(a)のような冷却動翼の冷却流路内の流れを考えてみる。冷却翼の冷却性能の評価においては所定の圧力差で複雑な冷却要素を流れる流量，流速と熱伝達率の予測が重要となる。図9(b)[10]はこのような解析手法の有用性を確認するため，静止場，加熱なしの条件で圧力比に対する流量特性の実験結果と解析値とを比較したもので両者は良く一致していることがわかる。但し，この解析方法は圧力損失や熱伝達率のデータベースが充実していることを前提とする半解析手法であることを認識しておく必要があろう。このような解析は冷却翼以外にもガスタービンの熱流体設計に必須のツールである。



(a) 供試翼の形状　　(b) 流量特性

図9　サーペンタイン冷却動翼流路の流量特性

5. おわりに

流体力学は，最終的に Navier-Stokes の式が解ければよいのであるが，CFD の発達によって状況は変わったとはいえ，まだ簡単にというわけにはいかないのが実状である。もし適切なモデル化で粘性項が簡単な実験式で与えられたり微少項を無視することができるならもっと身近な基礎方程式を提供でき，流れの細部の分布までは無理でも主要な流れの近似解が簡単に求まる。

本稿では，ガスタービン特有の熱流体現象に関するいくつかの例題をあげ，仮定を明確にした上で単純化した理論解析法を示した。検査領域をとり物理量の流束の保存を基礎式とする手法[11]は CFD の有限体積法の考え方と全く同一である。CFD においてはコンピュータの力

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/03.

を利用して細かく検査域を分割し膨大な変数間の関係式を連立させて解いているだけとみることもできる。ここにあげた例題に対しても，CFDを用いた解析が報告されているが，まだ労多くして‥‥‥の感がある。例のように現象の特性を示す解析解を導き不十分なところは実験で補正した式を整備しておくと，設計に際して見通しのよい評価と理解に役立つ。

その他，ガスタービンの流れに絡む問題としては，ディフューザ，シール，回転ロータ内外の流れ，燃焼器の燃料の噴流による混合，旋回羽根や保炎器まわりの流れなどがあり，その特性を実験式等で把握しておくとよい。さらには圧縮機の旋回失速やサージング，フラッターなどの流体連成振動，翼列の流体騒音やジェットノイズなどの問題がある。非定常流体力学に関しては，その定式化はより複雑でありまずは単純化したモデルで定式化し現象を支配するパラメータを理解しておく必要がある。ガスタービンの熱流体に絡む多くの改良提案は，CFDによってではなく境界層や局部流れを物理的にイメージできる達人たちの洞察力によるところが大きい。また何もかもCFDに頼っていたのでは，流れの本質を見失ったり流れを理解解釈することを忘れ，メッシュ切り作業というコンピューターの僕になるだけであろう。とはいえCFDの最近の発達と適用効果はめざましく，ユーザーが熱流体の本質を理解したうえでCFDと接し，新しい現象の発見や創意工夫に結びつくようなCFD文化の発展を望みたい。

参考文献

(1) 岡崎卓郎，航空用エンジンの研究 日本航空宇宙学会誌 Vol. 40, No. 459, 1992. 4

(2) 青木素直，ガスタービンと流体力学(1)，(2)日本ガスタービン学会誌 Vol 27, No. 3 & No. 4, 1999

(3) The Jet Engine, Rolls-Royce

(4) Hartsel, J. E., Prediction of Effects of Mass Transfer Cooling on Blade Row Efficiency of Turbine Aerofoils, AIAA Paper No. 72－11, 1972

(5) Kawaike. K, Ikeguchi, T, Kobayashi, N, Effects of New Blade Cooling System with Minimized Gas Temperature Dilution on Gas Turbine Performance, ASME J. of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 106, 1984

(6) Budugur Lakshminarayana, Fluid dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery, Wiley Interscience, 1996

(7) Shapiro, A. H., The Dynamics of Compressible Flow Vol. 1, The Ronald Press Company, 1954

(8) Zienkiewicz, O. C. and Taylor, R. L. The Finite Element Method, McGraw-Hill, 1989

(9) 日本機械学会編，管路・ダクトの流体抵抗

(10) Kawaike, K. Anzai, S., Sasada, T., Integrated CAE system for Cooled Turbine Blade Design and Verification Test of Analytical Code, Heat Transfer in Turbomachinery, Edited by Goldstein, R. J., Leontiev, A. I., Metzger, D. E.

(11) 妹尾泰利，内部流れの力学(1)，養賢堂，1995

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05

技術論文

軸流圧縮機用エンドベンド・スイープ翼の開発

Development of End-Bent/Swept Blade for Multistage Axial Compressors

谷野 忠和*1 TANINO Tadakazu
木上 洋一*2 KINOUE Youichi
九郎丸元雄*1 KUROUMARU Motoo
井上 雅弘*1 INOUE Masahiro
古川 雅人*1 FURUKAWA Masato
奥野 研一*3 OKUNO Kenichi
新関 良樹*4 NIIZEKI Yoshiki

キーワード：軸流圧縮機，段落性能，サージマージン，エンドベンド／スイープ翼，端壁境界層
Axial Compressor, Stage performance, Surge margin, Endbent/Swept blade, Endwall boundary layer

Abstract

The endbent/swept (EBS) blades have been developed to improve the endwall boundary layer flows in middle stages of axial compressors. They have three distinctive features: the leading-edge sweep near the tip and hub to activate the annulus boundary layer flows, the leading-edge bend near the tip and hub to meet a preferable inlet flow condition, and the same exit metal angle of blade evaluated by a conventional vortex design method.

The EBS and baseline blades were designed for both of the rotor and stator, and the stage performance testing was conducted in every combination of the rotor and stator in a low speed compressor test rig. The results showed that the maximum stage efficiency of the EBS rotor was higher than the baseline rotor and the considerable increase in surge margin was obtained by using the EBS rotor and stator. The effects of the EBS rotor and stator on the endwall boundary layer flows were clarified by the flow measurements downstream of the rotor and stator with a hot-wire and 5 hole-probe.

1．まえがき

ガスタービン用軸流圧縮機の段当たりの高負荷化と高効率化を目的として，翼端を三次元形状に変化させた，いわゆるエンドベンド翼の開発研究が行われ[(1)~(3)]，静翼についてはすでに実機にも採用されている[(4)]。これらのエンドベンド翼では，翼端付近の翼出口角が従来の渦設計による翼と異なるので段落の圧力ー流量特性が著しく変化し，前後段翼列とのマッチングの関係上，多段圧縮機全体を根本的に再設計する必要が生じる。

著者らは，従来の渦設計により決まる翼出口角を固定し，翼の入口角を翼端境界層に適合させると同時に翼前縁をスイープさせることにより翼端近傍の流れを活性化させるエンドベンドスイープ翼（以下EBS翼と略す）を動翼に採用し，多段軸流圧縮機の中間段を模擬する試験装置[(5)]により段落性能試験を行った[(6)]。その結果，設計点近傍の圧力ー流量特性は従来の段落特性と変わらないが，動翼の失速開始点はかなり低流量側に延び，しかも設計点の効率も若干上昇することが分かり，その有効性が証明された。しかし，段落性能において最大圧力を示す流量は期待されるほど低流量側に延びず，内部流動計測の結果，その理由が静翼における剥離域の増大にあることが明らかにされた[(6)]。そこで，本報では，静翼についても同様のコンセプトでEBS翼を設計し，段落性能試験および翼列後方の三次元内部流動測定を行って，動・静翼ともに基準翼を採用した基準段落の測定結果と比較し，EBS翼の効果を調べた。

原稿受付 1999年3月19日
＊1 九州大学 工学部 機械エネルギー工学科
〒812-8581 福岡県福岡市東区箱崎 6-10-1
＊2 佐賀大学 理工学部 機械工学科
＊3 ㈱東芝 京浜事業所 原動機部
＊4 ㈱東芝 電力・産業システム技術開発センター

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

2．供試翼列

本研究の供試翼列は，設計圧力係数0.43，設計流量係数0.5，ハブ比0.7の圧縮機中間段落を対象とする。静翼流出角一定の設計渦形式を採用し，平均半径での反動度を50%として，動翼列および静翼列のそれぞれについて基準翼とEBS翼を設計製作した。基準翼は，動・静翼ともにNACA 65系統翼で二次元減速翼列資料に基づき選定した。表1に，動・静翼の先端，平均および根元における流入角，流出角および基準翼のソリディティσ，反りCl_0，スタッガ角γを示している。

EBS翼は，端壁境界層の発達を抑制するために以下で示す3つの特徴を持たせて設計した。

(1) エンドスイープ：両端壁面から1/3スパン長の位置まで翼前縁を端壁面に向かって半径方向に対し上流側へ傾斜させることでスイープ形状とする。ただし，翼後縁の軸方向位置は基準翼の軸方向位置と等しくする。したがって，両端壁近傍の弦長は基準翼より長い。採用した設計渦形式により動翼と静翼のねじれが著しく異なることを考慮して，動・静翼でスイープの取り方を変えた。すなわち，動翼については翼端の弦長を基準翼の120%とし，1/3スパンの位置で基準翼と等しくなるように1.5乗曲線で補間し，静翼については，次項で述べるようにエンドベンドを与える際に前縁の軸方向位置を基準翼と同じにすることにより前縁を実質的に流れ方向にスイープさせ，基準翼の弦長よりケーシング側で9.6%，ハブ側で6.2%長くした。

(2) エンドベンド：スイープの効果を高めるため，翼端スイープ部（1/3スパン）において翼前縁における反り線の方向を端壁境界層内の流れ角に合わせてベンドさせる。すなわち，端壁面と翼の間に相対運動がある動翼ケーシング側と静翼ハブ側については端壁境界層がねじれ境界層となるので，軸方向速度分布は1/7乗則，周方向速度分布はMagersの法則に従うと仮定し，翼端面の各速度成分は境界層排除厚さの位置における値をとり，基準翼の入口角に対する補正量$\Delta\theta$を求めた。また，静翼ケーシング側については，基準翼に対する流入角分布の実験結果を参照し，（設計点よりや低流量側で流れが適合するように）入口角を補正した。なお，動翼ハブ側については境界層のねじれが小さいことおよび強度を考慮してベンドさせていない。

(3) 翼後縁出口角：軸流圧縮機の特性が基本的には動翼出口角に依存することを考慮し，翼後縁における反り線の方向（出口角）は基準翼の方向と等しくした。

以上の条件を満たすように，翼端スイープ部の反り線として，動翼には楕円弧，静翼には円弧を採用し，翼の厚み分布はNACA 65系統翼の分布に従った。

図1にEBS翼の概観を示す。実線はEBS翼，破線は基準翼である。なお，動翼については，発電所用ガスタービンの中間段を想定した寸法および羽根車周速に対して有限要素法により強度計算を行い，実用できることを確認している[6]。

3．実験装置及び方法

上記2種類（基準翼とEBS翼）の動・静翼の組み合わせを変え，低速回転翼列試験装置で実験を行い，それぞれの段落性能特性及び内部流動を比較し，EBS翼の妥当性を検討した。

図2に試験装置主要部の概略図を示す。装置は入口案内翼－静翼1と動翼－静翼2の2段で構成され，静翼2の下流側には軸方向流出のための出口案内翼が設置されている。動翼は24枚で，先端および根元の翼厚比は6%および14%，アスペクト比は1.34，翼端すきまは0.5 mm（すきま比0.1%）であり，静翼は22枚，翼厚比10%で，アスペクト比および翼端すきまは動翼と同じである。入口案内翼にはNACA 63系統翼を採用し，流出角分布を動翼出口の分布と同一になるように設計して中間段の流れを模擬した。試験部の上流には，整流装置および防塵フィルターを内蔵した吸込みチャンバ，下流側には流量測定用ノズルと流量調整用補助送風機を接続した吐出しチャンバが設置されている。

段落性能試験は，2段目の動翼－静翼2を対象として回転数1800 rpmで行った。各設定流量において，試験部前後のよどみチャンバの圧力差の測定と回転軸に設置したトルク検出器によるトルク測定を行い，あらかじめ

表1　Blade design details

Rotor	radius	β_1	β_2	σ	Cl_0	γ
Tip	225.00	57.2	45.6	0.850	0.909	48.9
Mid	191.25	48.8	29.0	1.000	1.215	36.2
Hub	157.50	37.4	5.5	1.214	1.618	17.9

Stator	radius	α_1	α_2	σ	Cl_0	γ
Tip	225.00	48.3	29.0	0.779	1.360	35.7
Mid	191.25	48.7	29.0	0.917	1.307	36.2
Hub	157.50	49.8	29.0	1.113	1.278	36.5

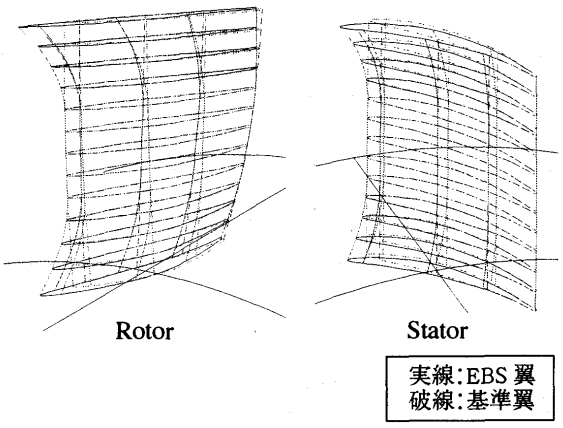


図1　EBS翼

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

翼を取り外した状態で求めた装置の流動損失および空転トルクを差し引いて段落の全圧，軸トルクを求め，次式で定義される流量係数 ϕ，圧力上昇係数 ψ，軸動力係数 λ，効率 η により段落性能を評価した。

$$\phi = Q / \frac{\pi}{4}\left(D_c^2 - D_h^2\right) u_t$$

$$\psi = \Delta P / \left(\rho u_t^2 / 2\right)$$

$$\lambda = \omega T / \frac{4}{8} \rho u_t^3 \pi \left(D_c^2 - D_h^2\right)$$

$$\eta = \phi\psi / \lambda$$

ここで，Q：体積流量，u_t：翼先端周速，D_c：ケーシング内径，D_h：ハブ直径，ΔP：動翼・静翼2間の全圧上昇，ω：回転角速度，T：軸トルクである。

また，動翼の旋回失速初生を検知するために，ケーシング壁面の動翼前縁近傍に圧力センサ（Kulite XCS-062）を埋設し，ローパスフィルタを通して出力信号の翼通過周波数成分をカットすることにより旋回失速時の出力波形が得られるようにし，流量を徐々に絞ってその出力波形が予め設定したしきい値を越えたときを動翼失速初生点と定めた。

内部流動は，図2のZ0～Z4の位置に5孔ピトー管または単一傾斜熱線を挿入して測定した。Z0, Z1, Z3, Z4の各断面では5孔ピトー管をトラバース装置により半径および周方向に移動させ，検定曲線により全圧および速度ベクトルを求めた。測定点は静翼1ピッチ分を半径方向17点，周方向16点で分割した計272点で，壁面近傍とウェーク付近の測定点を密にとった。Z2においては，傾斜角45°の定温度型単一傾斜熱線を半径方向に移動させ，周期的多点抽出法[7]を用いて動翼に相対的な流れ場を測定した。測定点数は半径方向に17点(壁面近傍は密)，周方向に全周600点の計10,200点である。各測定点において，熱線プローブ軸を－54°～162°内で17通り回転させて積算数512の平均出力を求め，有効な15方向の出力平均値をとって熱線の検定曲線から得られた測定方程式を最小二乗法で解き速度ベクトルを求めた。熱線出力の経年変化を最小限に押さえるため動翼回転数を1300 rpmとしたが，その際の無次元段落特性は1800 rpmの場合とほぼ同一であることを確認している。

なお，翼先端の周速と翼弦長を基準にとったレイノルズ数は基準翼とEBS翼および回転数の違いにより，1.02～1.69 x 10^5 の間の値である。

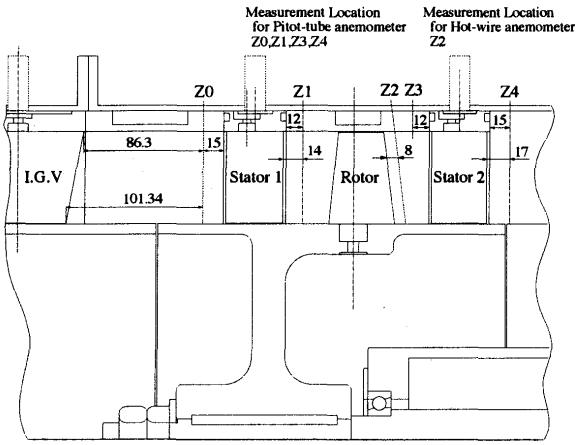


図2　試験部概略図

4．実験結果

4.1　EBS動翼の効果

EBS動翼の効果については文献[6]にすでに報告済みであるが，文献[6]の装置には出口案内翼がなく性能曲線が正しく評価されていないことが判明したので，ここで定量的に再評価する。図3は，動翼にEBS翼を採用した段落と基準段落の性能曲線の比較である。図中の2文字のアルファベットは，前後の文字がそれぞれ動翼と静翼の種別で，Nが基準翼，EがEBS翼であることを意味している。

設計点付近および高流量側では，EBS翼を採用したEN段落の方が若干圧力係数および効率が高くなるものの両者の圧力－流量特性には大差がない。しかし低流量側ではその差が大きくなる。圧力係数が極大値をとる流量から流量を徐々に絞ると圧力係数は緩やかに減少するが，ある流量に達すると絞りの状態を変化させなくても圧力および流量係数が自然に低下する。図4にこのときの流量係数の変化の様子を回転回数 n に対して示している。図中の縦の点線は，ケーシング壁面動翼前縁近傍の圧力センサで検知した旋回失速初生点であり，動翼旋回失速の初生により圧力および流量係数が低下することがわかる。

段落失速点を圧力係数が極大になる流量係数 $\phi_{\psi max}$ とし，段落失速マージンを

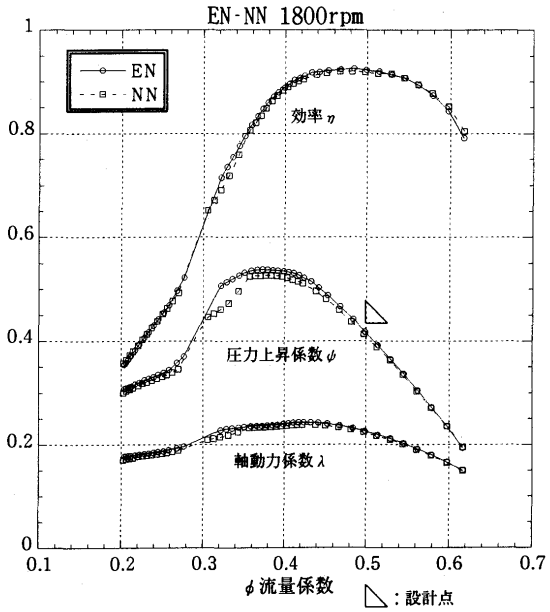


図3　性能曲線（EN-NN）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

$$\Lambda_{stage}=(\phi^*-\phi_{\phi max})/\phi^*$$

（ここに，：設計流量係数）

で定義すれば，基準段落では $\Lambda_{stage}=0.25$, EN 段落では $\Lambda_{stage}=0.26$ で失速マージンはわずか 1％しか増加しないことになる。しかしこの原因は，ケーシング側での静翼のソリディティが低いために，後述するように静翼背面のケーシング側でコーナ失速を生じるからであり，圧力極大点から旋回失速初生直前までの圧力係数の減少は静翼コーナ失速の発達による。EBS 動翼の効果を評価するために，図 4 における流量係数の自然低下直前の値を動翼失速点 ϕ_{stall} とし，動翼の失速マージンを

$$\Lambda_{rotor}=(\phi^*-\phi_{stall})/\phi^*$$

で定義すれば，EBS 動翼の採用により失速マージンは $\Lambda_{rotor}=0.29$ から $\Lambda_{rotor}=0.36$ に増加する。

EBS 動翼の効果は，動翼下流における流動状態の測定結果に明確に示される。図 5 は，流量係数 $\phi=0.5$, 0.4 および 0.355 において 5 孔プローブで測定した動翼の相対流出角 β_2 分布である。図中，横軸の r は半径，添字 h 及び c はハブ及びケーシングの値である。基準翼と EBS 動翼では出口のメタル角が等しいため，$\phi=0.355$ のケーシング付近を除いて両者の分布はほぼ等しい。

図 6 は，流量係数 $\phi=0.5$, 0.4 および 0.355 の場合について，熱線により求めたエネルギー欠損率 ζ_D を基準動翼と EBS 動翼とで比較したものである。図の縦軸は半径，横軸は周方向位置を表しエネルギー欠損率 ζ_D は次式で定義されている。

$$\zeta_D=\left\{(|W_2^*|^2-|W_2|^2)/2\right\}/(|W_2^*|^2/2)$$

ここで，W_2：動翼下流の相対速度ベクトル，＊：設計軸対称流れの値を示す。

EBS 動翼は端壁境界層の流れを考慮して製作されているので，設計流量 $\phi=0.5$ において両壁面近傍のウェークが基準動翼より薄く，このため設計点で効率が向上する。また低流量側の $\phi=0.4$ および 0.355 では，EBS 動翼の採用によりハブ側のウェークは薄くなるがケーシング側のウェークは厚くなる傾向にある。しかし，スイープの効果により EBS 動翼の方がケーシング面境界層は薄くなり，そのため動翼下流の全圧は EBS 動翼の方が高い。図 7 に $\phi=0.4$ および 0.355 においてピトー管で測定した動翼下流の全圧係数 C_p の分布を示している。C_p は動翼下流と吸込みチャンバの全圧差を動翼先端の周速に対応する動圧で無次元化した値で，ピトー管を周方向に静翼 1 ピッチ分だけトラバースして求めた C_p を図では 2 ピッチ分表示しており，斜めの縞状の分布は静翼 1 のウェークの影響による。図より，EBS 動翼の方が全体的に全圧が高い。また，EBS 動翼の方がハブ側において静翼ウェークによる圧力の低下が少なく，ミキシングの効果が大きいことが分かる。

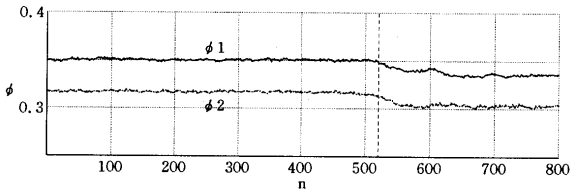


図 4　流量係数の変化（$\phi1$：NN，$\phi2$：EN）

4.2　EBS 静翼の効果

図 8 は，静翼に EBS 翼を採用した NE 段落と基準段落（NN 段落）の性能曲線の比較である。

設計点付近および高流量側では両者の圧力－流量特性にはほとんど差がないが，$\phi=0.42$ より低流量側では EBS 静翼を採用した NE 段落の方が圧力係数が高くなり，圧力係数が極大値をとる流量係数はかなり小さい。したがって，NE 段落では圧力極大点を基準にした段落失速マージンは $\Lambda_{stage}=0.29$ となり基準段落より 4％増加する。また，圧力極大点からほんのわずか流量を絞ると動翼前縁近傍の圧力センサにより旋回失速の初生が検知され，圧力および流量係数は自然に低下する。流量係数が自然低下する直前の値を基準とした動翼の失速マージンは段落失速マージンとほぼ同じ値で $\Lambda_{rotor}=0.30$ となり，基準段落よりわずか 1％しか増加しない。

図 9 に，圧力および流量係数の回転回数に対する変化の様子を示している。EBS 静翼の採用により静翼のコーナー失速が抑制され Λ_{stage} と Λ_{rotor} の値が近づくと，Fig. 4 の場合に比べて，動翼旋回失速初生時に圧力および流量は急速に低下し，下流側の静翼の特性が動翼の失速特性に影響を及ぼすことが分かる。

効率については，$\phi=0.42$ より高流量側では EBS 静翼を採用した方が低くなりエンドベンド－スイープの効果は見られない。これは静翼設計時に翼先端部の入口境界層の見積もりを低流量側の測定結果（基準翼）を加味して行ったことによるものと考えられる。

EBS 静翼の効果をピトー管による内部流動測定結果により考察する。図 10 に，基準段落と NE 段落の静翼

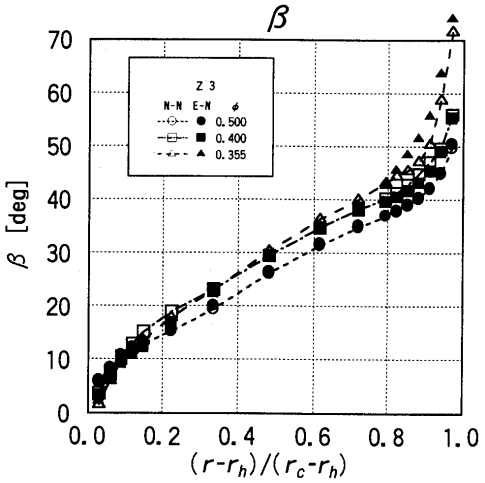


図 5　相対流出角 β_2（動翼）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

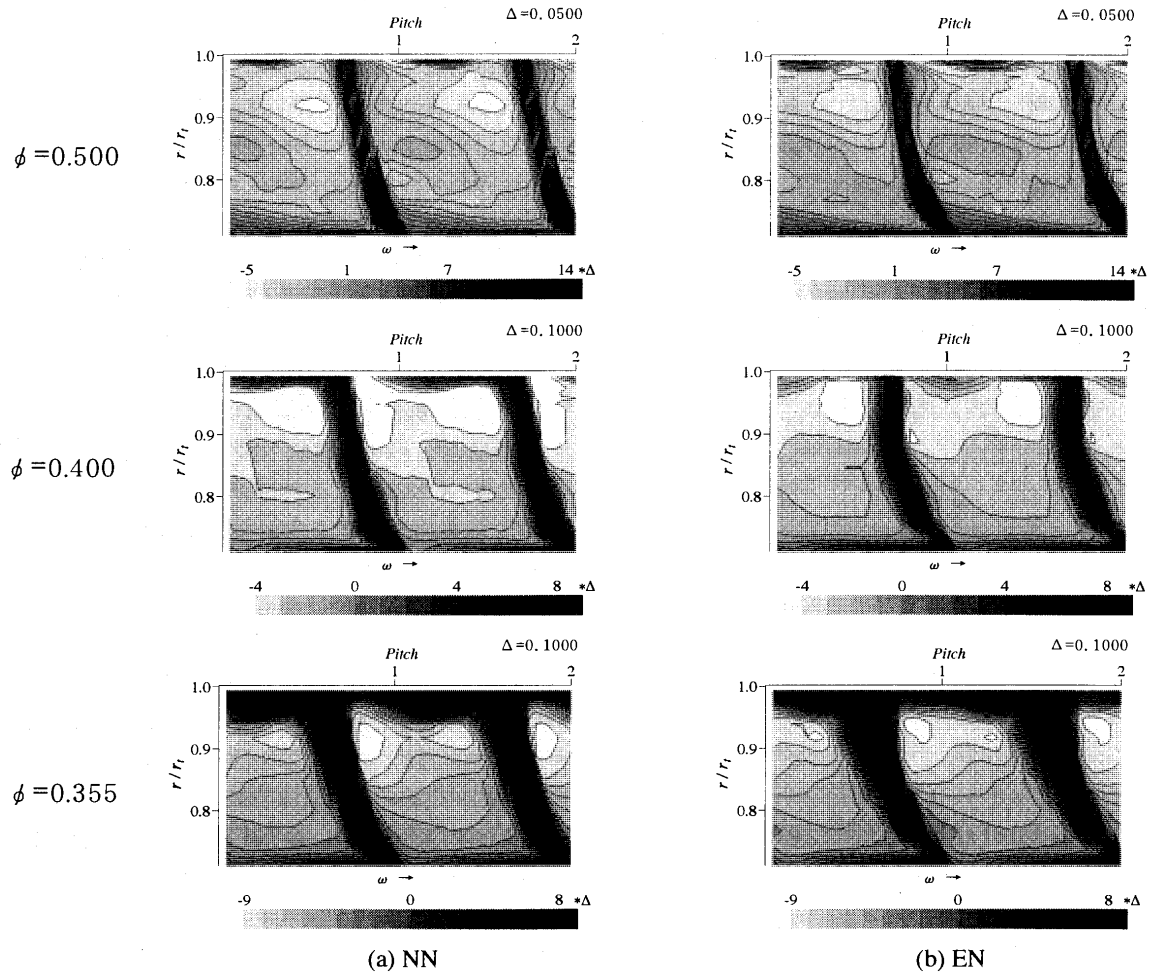


図 6 エネルギー欠損率 ζ_D

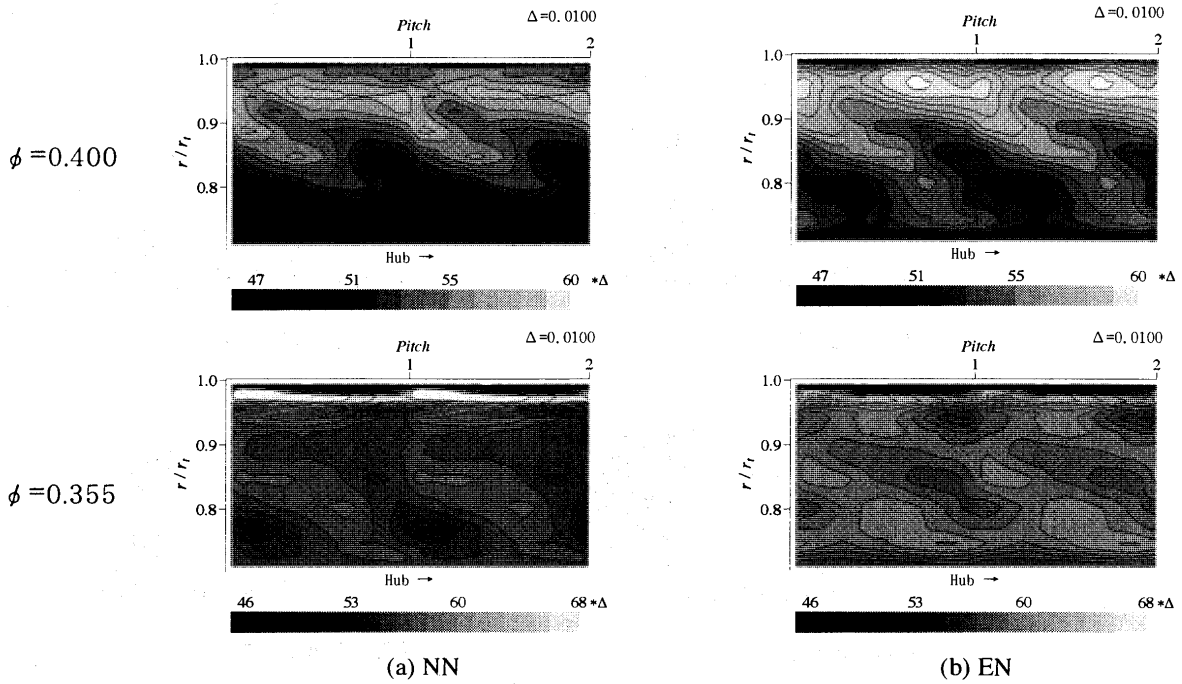


図 7 全圧係数 C_p

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

下流における全圧係数 C_p の分布を比較している。設計点では両者の間にほとんど差はない（図省略）。しかし，基準段落では $\phi=0.4$ でケーシング側のウェークが厚くなり始め，$\phi=0.355$ では翼背面とケーシング面のなす角に低エネルギー流体が集積し，いわゆるコーナー失速が生じているのが分かる。これに対して NE 段落の場合には $\phi=0.355$ でようやくケーシング側のウェークが厚くなり始め，EBS 静翼の採用によりコーナー失速が抑制されることが分かる。図 11 は，5 孔プローブで測定した静翼流出角 α_2 の周方向平均値の分布である。設計流量係数においては EBS 静翼と基準翼の流出角分布はほぼ等しいが，流量係数 0.4 以下ではコーナー失速の影響によりケーシング側で両者の差が著しくなる。なお，EN 段落について静翼下流における全圧係数 C_p の分布を調べた結果，基準段落の場合とほぼ同様の結果が得られ，上流側の動翼の違いによる静翼下流の分布の差はほとんど認められなかった（図省略）。

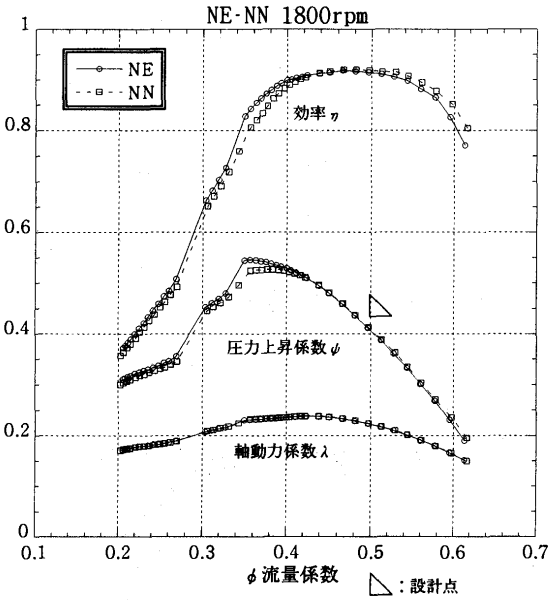


図 8　性能曲線（NE-NN）

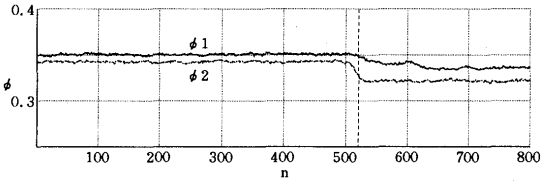


図 9　流量係数の変化（$\phi1$：NN，$\phi2$：NE）

4.3　EBS 動翼と EBS 静翼による段落

図 12 は，動・静翼に EBS 翼を採用した EE 段落と基準段落（NN 段落）の性能曲線の比較である。動・静翼の EBS 翼の効果により低流量域において基準段落との圧力－流量特性の差が大きくなり，極大圧力は供試段落のうち最も高い。しかし，極大圧力を示す流量係数 $\phi_{\psi max}$ は NE 段落の場合とほとんど変わらず，したがって極大圧力を基準にした段落失速マージン Λ_{stage} も NE 段落と同程度である。すなわち，供試段落は静翼のソリディティが低いため EBS 静翼においてもコーナー失速の開始が動翼の旋回失速開始より早く極大圧力点は静翼によって左右される。極大圧力点から流量を絞ると，コーナー失速の成長により圧力は徐々に低下し，動翼失速点 ϕ_{stall} で旋回失速の初生により圧力と流量が急低下する。ϕ_{stall} は EN 段落よりやや大きく，これを基準とした動翼失速マージンは $\Lambda_{rotor}=0.35$ である。同じ動翼を採用した EE 段落と EN 段落で前者の方が旋回失速初生が若干早まる理由は，EBS 静翼の採用により失速点における段落の圧力上昇が高くなったことによると思われる。

EE 段落の効率は，低流量域において他の供試段落よ

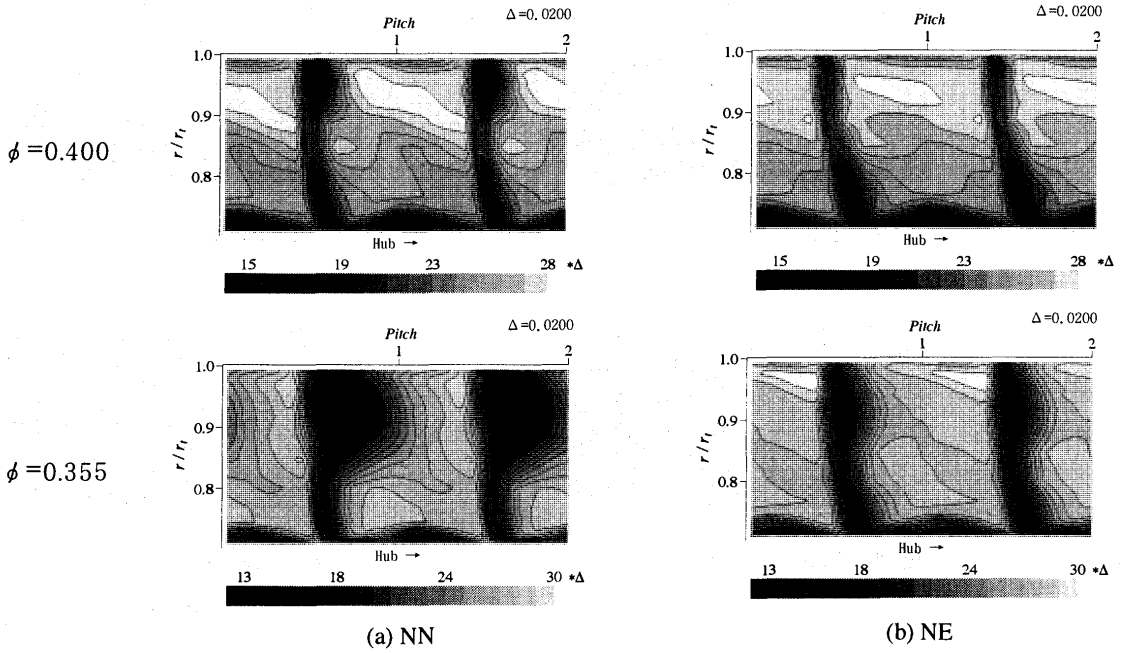


図 10　全圧係数 C_p

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

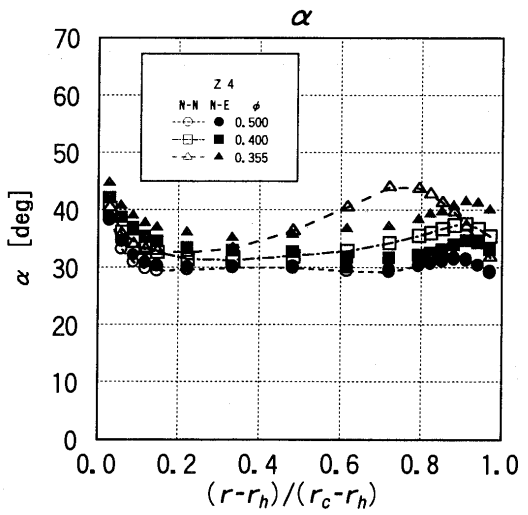


図 11　絶対流出角 α_2（静翼）

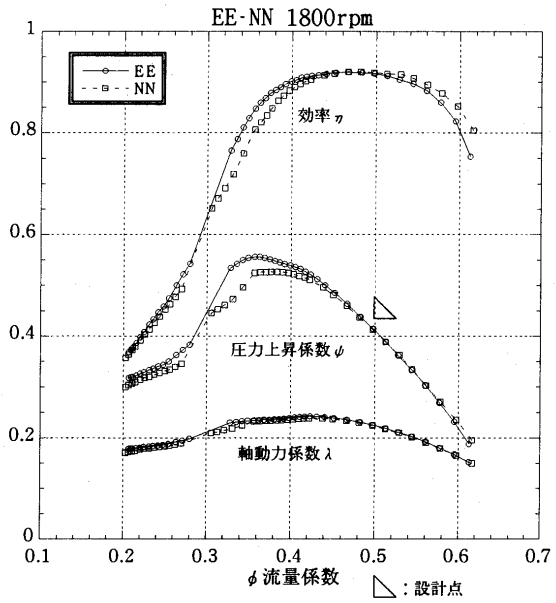


図 12　性能曲線（EE-NN）

りも高いが，高流量側では EBS 静翼を採用しているため NE 段落と同様に基準段落よりも低い。

なお，本実験では低速単段の試験装置を使用しているので動翼失速点まで安定な運転が可能であったが，実際の多段圧縮機では極大圧力点以下の流量での運転は好ましくなく，EBS 動翼失速点まで作動領域を広げるためには，静翼のソリディティを増加させるなど，動静翼の失速点のマッチングをとる必要があろう。

5．結　論

本研究においては，軸流圧縮機中間段の高効率化と作動領域拡大を企図して，従来の渦設計（フローパターン設計）により定まる翼の出口角を保つと同時に，翼の入口角を翼端境界層に適合させ，かつ翼前縁をスイープさせることにより翼端近傍の流れを活性化させるエンドベンドスイープ翼（EBS 翼）を開発した。多段軸流圧縮機の中間段を模擬する段の動・静翼に EBS 翼を適用して段落性能試験及び内部流動の計測を行い，その有用性を確認した。

その結果，EBS 動翼の採用により，設計点において両壁近傍の翼のウェーク厚さが減少して基準翼よりも高い効率が得られ，低流量域においてケーシング境界層の低減により旋回失速が遅れ広い作動領域を得ることができた。また，EBS 静翼の採用により，コーナー失速が抑制され低流量域の性能が向上することが分かった。さらに，設計点付近の段落特性および動・静翼の流出角は，従来の渦設計によるものとほぼ等しく，既存の圧縮機の特定の段落のみをヴァージョンアップする際に本方法が有効であることも明らかになった。

本研究では発電用ガスタービンの中間段を想定して段落の設計圧力係数を設定したため翼負荷が中程度であり，基準段落でも失速マージンは満足すべき値(25%)であったが，EBS 翼の採用により失速マージンを 30% 以上に広げることができた。また，静翼のソリディティを増加させるなどの対策を講じて動翼の旋回失速初生点まで静翼の作動領域を拡大できれば，35～36% 程度の失速マージンが達成可能であることが示唆された。このことは，失速マージンの許容値が 25% であれば，もっと高負荷の段落に対してエンドベンドスイープ翼が有効であることをも示唆しており，今後の研究課題である。

おわりに，本研究の遂行にするにあたりご協力いただいた，東芝重電技術研究所及び実験に助力いただいた当時大学院生の前田誠一郎君に心から謝意を表する。

参考文献

(1) Wisler, 1985, "Loss Reduction in Axial-Flow Compressors Through Low-Speed ModelTesting," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 107, pp. 354－363

(2) Behlke, 1986, "The dvelopment of a second Generation of Controlled Diffusion Airfoils for Multistage Compressor," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 108, pp. 32－41

(3) Tweedt et al, 1986, "Stator Endwall Leading－Edge Sweep and Hub Shroud Influence on Compressor Performance," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 108, pp. 224－232

(4) 井上, 1995,「軸流圧縮機翼列内の流動現象と流動モデル」, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 22, No. 88, pp. 46－53

(5) 井上ほか 5 名, 1996,「多段軸流圧縮機中間段落の段落性能と内部流れに関する研究」, 日本機械学会九州支部佐賀地方講演会講演論文集, pp. 131－133

(6) Inoue, et al, 1997, "Controlled-Endwall-Flow Blading for Multistage Axial Compressor Rotor," ASME Paper, No. 97-GT-248

(7) 九郎丸ほか 4 名, 1982,「周期的多点抽出法による羽根車後方の三次元流れ場の計測」日本機械学会論文集, B 編, 48 巻 427 号, pp. 408－417

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

技術論文

Rotor 37 遷音速圧縮機動翼のチップクリアランス流れと衝撃波の干渉

Tip-Clearance Flow and Shock-wave Interaction in the Rotor 37 Transonic Compressor Rotor

山本 一臣[*1] Frank Eulitz[*2]
YAMAMOTO Kazuomi
Dirk Nürnberger[*2] Stefan Schmitt[*2]

Abstract

A numerical study has been made on the NASA Rotor 37 transonic compressor rotor with focusing on its tip-clearance flow. By using a high quality multi-block structured grid and the Spalart-Allmaras one equation turbulence model, the more reliable numerical results reveal the physics of the shock-wave and tip-clearance flow interaction in the high-speed and high-loading compressor rotor. It is found that the tip-clearance jet ejected just upstream of the shock root interacting with the normal shock-wave generates the blockage region downstream of it which has been believed as a result of an interaction between the tip-vortex and the shock-wave.

1. はじめに

強い衝撃波を伴う高速高負荷圧縮機チップ付近の流れに関しては，数値流体力学（CFD）コードとの比較が国際的に行われているNASA Rotor 37[(1),(2)]のまわりのレーザー流速計による詳細な計測や，多くのCFDによる計算により，次第に明らかにされてきている（(3)，(4)，(5)，(6)など）。NASA Rotor 37に特徴的な現象として，チップ渦が衝撃波を通過するあたりに低速あるいは逆流領域を生じ，これがブロッケージとなるために衝撃波が上流に押し出されること，このブロッケージ領域によりクリアランスがスパンの0.45%にもかかわらず，ケーシングからスパンの10%もの範囲にわたってロスを生じることなどが指摘されている（(3)など）。さらに，この衝撃波の移動が前縁のインシデンスを大きくする事によって失速に結びつくのではないか，という仮説も提唱されている[(3),(7)]。しかし，チップ渦と衝撃波との干渉が衝撃波の下流にブロッケージ領域を作るメカニズムに関しては，チップ渦の崩壊説[(8)]などが提唱されているが，Chima[(6)]の詳細な計算においてもそのような現象は生じておらず，物理的に説得力のある説明が成されているとは言えない。その原因は，95%スパン以上の薄い領域において，チップクリアランス流れにより生じるジェットおよび渦，ケーシング境界層，衝撃波が関わる複雑な物理現象であることによる。実験では計測の困難さによりデータを十分に取得できないこと，一方計算においては，高速圧縮機動翼チップに特有の大きな食違い角のため計算格子に大きな歪みが生じやすいこと，乱流モデル，特に代数モデルによるチップ付近の乱流現象のモデル化が不適切であること[(6)]により，計算の信頼性が不十分であることがあげられる。したがって，SuderとCelestina[(3)]のように両者の結果を比較して曖昧なところを補間しながら現象を解釈しているのが現状である。

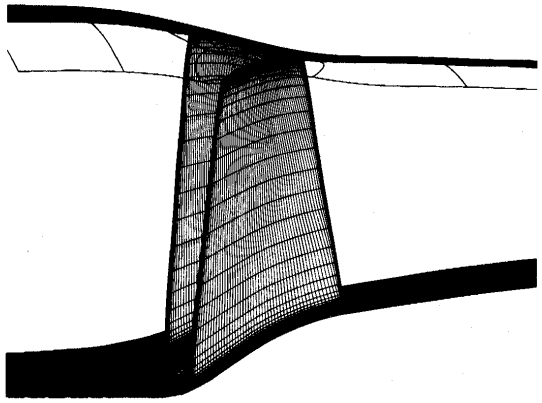
そこで，本研究では，NASA Rotor 37の内部流れについて計算格子や乱流モデルによる数値計算の不確かさをすこしでも排除するため，マルチブロック法による直交性の高い計算格子と1方程式乱流モデルを用いた計算を行い，従来行われてきた計算より信頼性を高めることにより，これまで曖昧に見えていたチップクリアランスと衝撃波の干渉をできる限り鮮明に捕獲し，過去の計算（特にChima[(6)]）と実験を参考にしながら，ブロッケージ領域が形成される物理現象の説明を試みる。

2. 計算方法

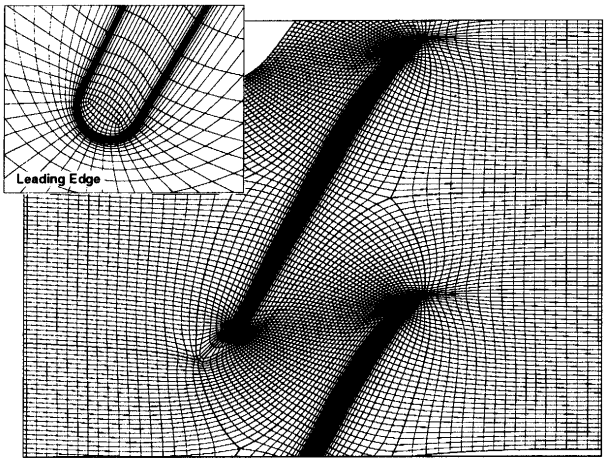
NASA Rotor 37のような高負荷高速圧縮機動翼はチップで非常に大きな食違い角（Rotor 37では60度以上）を持ち，全スパンにわたって衝撃波を生じるため，一般的なThrough Flow型の単一格子などに見られるゆがんだ格子では衝撃波が鮮明に捕獲されず，衝撃波と境界層との干渉やクリアランス流との干渉の計算を不確かなものにしてしまう。特にチップ付近では，衝撃波は

原稿受付 1998年11月6日
＊1 航空宇宙技術研究所 航空エンジン研究部
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1
＊2 DLRドイツ航空宇宙センター

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.



(a) Rotor 37 表面格子



(b) 翼端における格子と前縁部の拡大

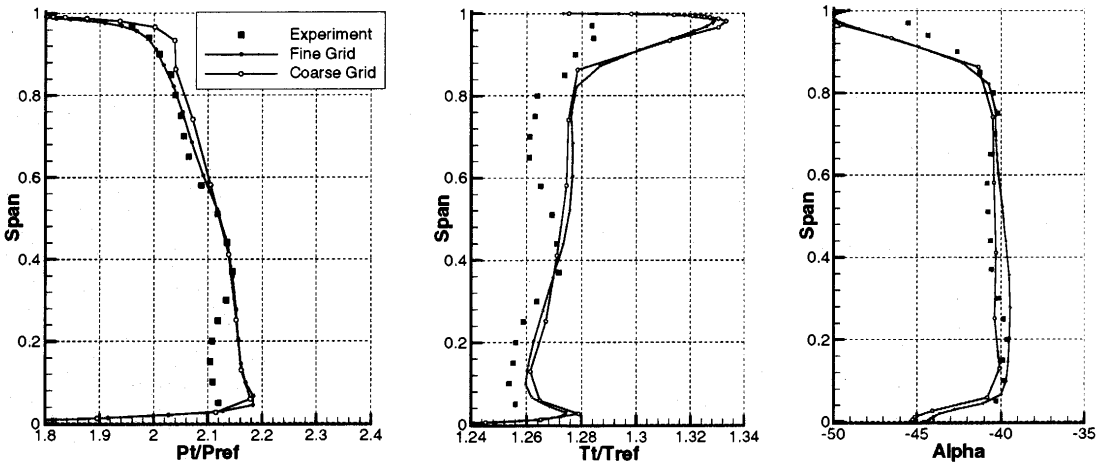
図 1　Rotor 37 の計算格子

クリアランス流との干渉によりなまってくるが，ゆがみの大きな計算格子では，得られた結果は格子依存性によるものなのか物理現象なのかは曖昧なものになりやすい。一方，乱流モデルに関しては，計算の安定性という理由から，よく Baldwin-Lomax モデルに代表される代数モデルが用いられるが，チップにおける，ジェット，渦，ケーシング境界層，衝撃波が関わる複雑な乱流に対してはモデル化が不適切であり[6]，少なくとも 1 または 2 方程式モデルが必要と考えられる。

そこで本研究では，チップ付近の流れをできるかぎり鮮明に捕らえるために，以下に述べるような直交性の高い計算格子と 1 方程式乱流モデルを用いた流体計算ソルバーにより，信頼性のより高い計算を試みた。

計算格子には，全領域にわたって質の高い格子生成が可能な，楕円型方程式を用いたマルチ・ブロック構造格子生成法[13]を使用した（図 1(a)，(b)）。図 1(b)のチップ断面の格子に見られるようにブロック間の連続性を維持しながら格子の直交性が確保されていることがわかる。このような格子の質はチップだけでなく全スパンにわたって維持され[15]，少なくとも翼間の計算では，解像度以外には格子依存性はほとんど無くなっていると考えられる。格子点数は全体で約 64 万点あり，スパン方向の格子点数は 61 点，そのうちチップクリアランス流れと衝撃波の干渉が現れる 95% スパン高さからケーシング間には 31 点，さらにチップクリアランスには 17 点取っている。

流体計算ソルバーには，DLR（ドイツ航空宇宙センター）推進技術研究所が，航技研他との共同研究で開発を進めている，ターボ機械用非定常流計算コード TRACE-U（Turbomachinery Research Aerodynamics Computational Environment-Unsteady）を用いている。圧縮性 Reynolds-averaged Navier-Stokes 方程式を数値的に解くために，マルチ・ブロック構造格子を用いた有限体積法を基本にし，対流項は Roe スキーム[10]に 2 次精度 MUSCL 法[11]を用いた離散化を行っている。乱流モデルには，乱流の対流，拡散，生成，散逸効果を取り入れ，境界層はく離を伴う遷音速流の計算で良い結果を出している，Spalart-Allmaras の 1 方程式モデル[12]を使用している。今回の計算では格子粗さへの依存性などを検証す



(a) 全圧　　(b) 全温　　(c) 流出角

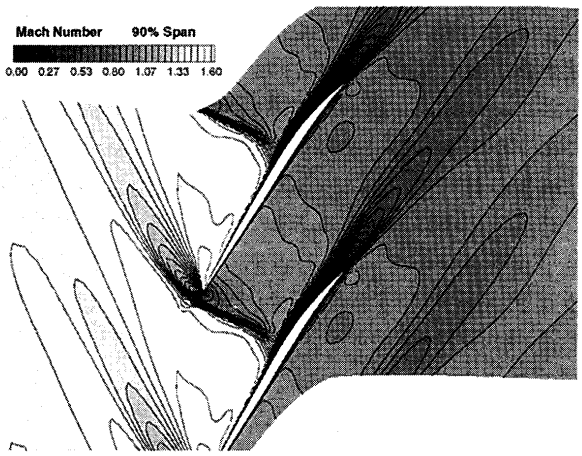
図 2　後縁より約 180% コード下流位置における実験との比較

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05

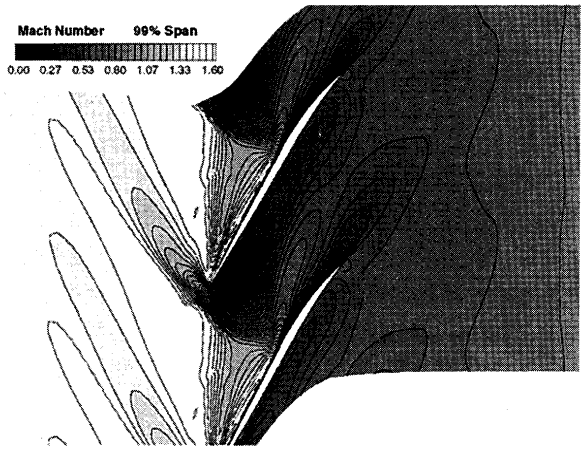
るために壁関数を利用した。流体計算ソルバー，格子生成の詳細については文献[13],[14],[15]などを参照されたい。

3．NASA Rotor 37

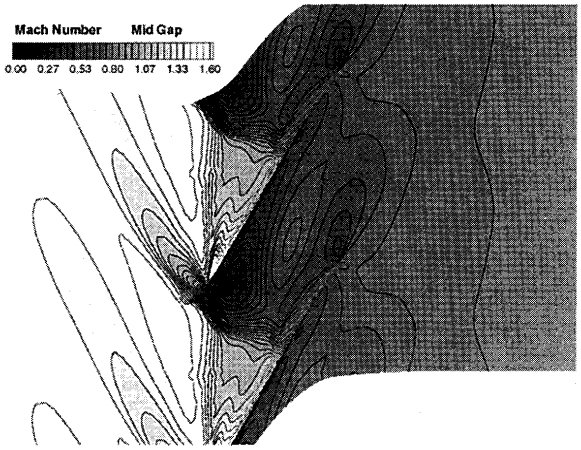
NASA Rotor 37 は 1970 年代後半に NASA Lewis 研究所において設計された圧縮機動翼であり，翼枚数 36 枚，ハブ - チップ比 0.7，前縁でのチップ半径 25.2 cm，アスペクト比 1.19，チップでのソリディティが 1.288，チップクリアランスは 0.45% スパンとなっている。また，設計点においてチップ速度は 454 m／s，圧力比 2.106，流量は 20.19 kg／s である。この動翼は 1994 年の ASME／IGTI 第 39 回国際ガスタービン会議における CFD コード検証のワークショップに使われ，実験計測では動翼単体での試験が実施された[1],[3]。以下に示す計算はこのワークショップの課題に合わせて実施したものであり，計算条件は高流量作動条件（設計回転数，流量はチョーク流量の 98%）である。



(a)　90% スパン



(b)　99% スパン



(c)　99.8% スパン（チップクリアランス内）

図 3　チップ付近の相対マッハ数分布

4．計算結果

4.1　スパン方向分布の実験との比較

図 2 (a)，(b)，(c)に，後縁より約 180% 翼弦下流における，全圧，全温，流出角の実験との比較を示す。他の計算結果（(2)，(4)，(5)，(6)など）と比較して，特に全圧分布の一致は非常に良く，格子点数を約 8 万点に減らした粗い格子による結果でも，解像度の必要なチップ付近を除いて，ほとんど差が出ていないことが分かる。この計算条件では全スパンにわたって衝撃波を生じているため，全圧分布は衝撃波によってほぼ決められていると考えられる。したがって格子の違いで計算に差異が少ない理由としては，本計算で使用した質の高い格子と乱流モデルにより，翼の負圧面上に現れる衝撃波－境界層干渉による衝撃波位置を的確に捉えているためと考えられる。なお，ハブ付近，30% スパンあたりまで全圧の実験値が低めになっているが，これは実験におけるハブからの漏れ流れによる可能性が高い事が指摘されている[9]。

全温についてはチップ付近での温度上昇が高めに出ているが，衝撃波とクリアランス流れの干渉における全温上昇が乱流モデルにより過大評価されている可能性がある。より深い考察を行うには異なる乱流モデルや，より高い解像度の格子による計算などを行い，詳細な比較をして行く必要があるが，他のほとんどの計算結果においても同程度の過大となっており，また，温度計測の難しさから考えると，実験における計測の信頼性も検討する必要が有ると考えられる。

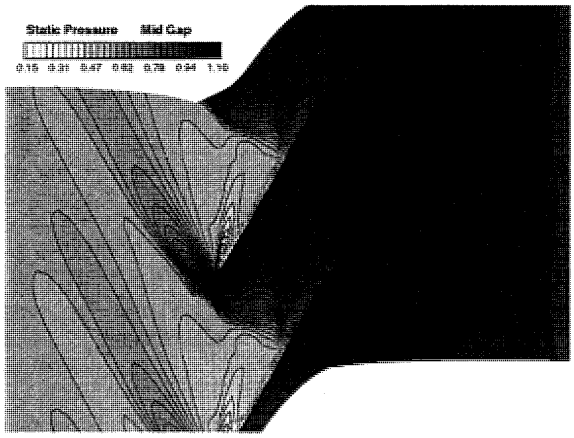


図 4　99.8% スパン（クリアランス内）における静圧分布

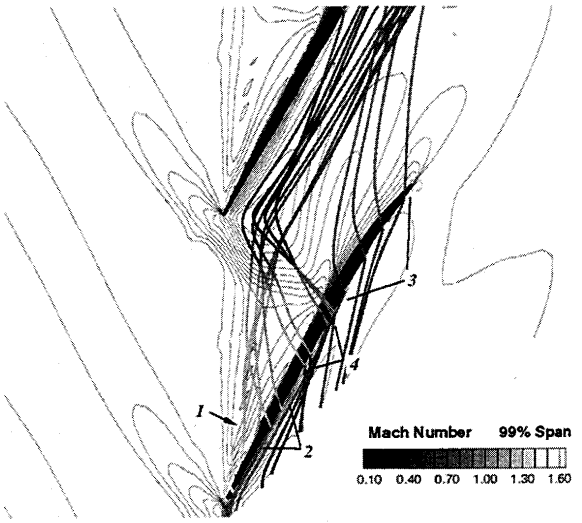
Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

4.2 相対マッハ数分布

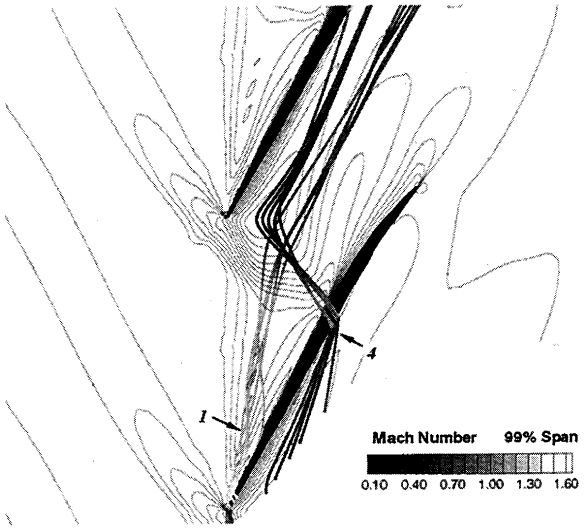
図3(a), (b), (c)は90%, 99%, 99.8%（クリアランス内）スパンにおける相対マッハ数分布である。流れは図の左下から右上に流れている。95%スパン以上になると，図3(b)のようにクリアランス流れの影響として，衝撃波上流の三角形の低マッハ数領域，衝撃波のなまり，そして衝撃波の下流には最初に述べた，速度が非常に遅くなったブロッケージ領域が現れる。図3(c)の99.8%スパンでは，ブロッケージ領域の中心はさらに隣接翼の正圧面側に移動している。さらにこの図と図4の圧力分布を比較する事により，Chimaの指摘のように，衝撃波より上流における翼の両側の大きな圧力差によってクリアランス内の流れは超音速まで加速され，強いジェットとして負圧面側に吹出していることもわかる。次に同じ相対マッハ数を回転軸方向に一定の断面で見てみると，前縁より25%翼弦下流（図5(a)）では，クリアランスからの超音速ジェットが存在していること（拡大図），衝撃波より正圧面側にケーシングから6%スパンの幅で大きくブロッケージ領域が存在していることがわかる。このブロッケージ領域は110%翼弦下流（図5(b)）でも，拡散はしているものの25%翼弦とほぼ同じ厚さを維持して存在している。スパンが小さくなる分，この断面ではブロッケージ領域は相対的には8%スパン程度になっている。

4.3 チップクリアランス流れの構造

チップクリアランス流れの様子を見るために，図6(a), (b)にクリアランスからの流線と99%スパンにおけるマッハ数の等高線を重ねて表示する。流線の明るさはマッハ数を表している。図6(a)は全翼弦にわたる特徴的な流線を表示している。Chimaはこのクリアランス流れを，前縁付近の強いジェットと主流の衝突によってできる強い渦（図中の1），10%翼弦から衝撃波までの大きな圧力差によって生じる超音速ジェット2，衝撃波下流から後縁までの小さな圧力差によって生じる亜音速

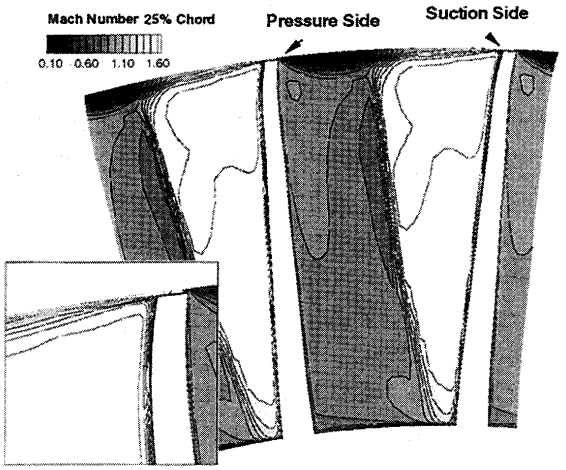


(a) 翼弦全体からの流線

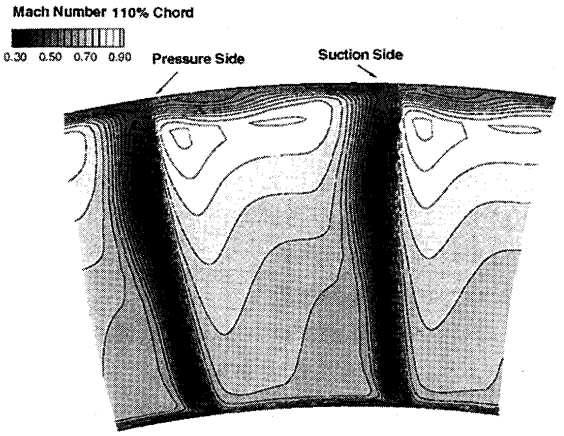


(b) 前縁渦と衝撃波の足元からのジェット

図6 チップクリアランス流れの流線と99%スパンにおける相対マッハ数の等高線



(a) 25%翼弦断面およびチップ付近の拡大図



(b) 110%翼弦断面

図5 回転軸に垂直な断面における相対マッハ数分布

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/06.

ジェット3，に分類している。前縁で形成された渦はジェット2とともにチップ渦様のものを形成しているように見えるが，巻き込みは非常に弱い。これはChimaの結果にも現れているが，本計算結果ではさらに渦の拡散が大きく，乱流モデルの違いが表れていると考えられる。

ここでは，さらに超音速ジェット2と亜音速ジェット3の境界に現れる，挙動の異なる超音速ジェット4を取り出して注目して行く。ジェット2は衝撃波上流で主流と衝突，混合し，渦1の周囲を旋回するように流れていくが，衝撃波のすぐ上流（翼弦中心付近）から吹出しているジェット4は渦1の影響を受けずに衝撃波の下流において主流と混合する。特に渦1とジェット4の挙動を比較するために図6(b)に両者を取り出して比較する。渦1は図3の説明において指摘した，衝撃波上流の三角形状低マッハ数領域の中心を形成しながら下流に流され，ブロッケージ領域よりやや翼間中心線よりにずれて流されて行くことがわかる。衝撃波に到達した位置ではすでに旋回が弱まっており，SuderとCelestina[3]やSchlechtriemとLötzerich[8]が指摘しているような衝撃波との干渉を起こしているようには見受けられない。しかし，この前縁チップ渦1の挙動とは対照的に，ジェット4は主流に対してかなり垂直に近い方向に吹き出してブロッケージ領域に流れ込み，直接ブロッケージ領域の核を形成していることがわかる。このようなブロッケージ領域を形成するジェット4の存在は，論文中での指摘はないもののChimaや，HahとLoellbach[4]の計算結果にも表れている。

より3次元的なクリアランス流れの構造を理解するために，図7にチップ翼弦とほぼ垂直な断面，すなわち主流方向にほぼ垂直な断面におけるマッハ数分布と流線を表示する。図は翼チップ部を翼上流位置においてケーシングの外側より眺めている。上で述べたようにジェット4がブロッケージ領域の核に流れ込んでいるのがはっきりとわかる。これに対し渦1はチップクリアランスからのジェットのせん断層下部に形成され，衝撃波を通過した後に，次に述べる排除効果によりブロッケージ領域の外側下部を通過し，ずっと下流においてブロッケージ領域に取り込まれて行く。図6(a)ではジェット2もブロッケージ領域に流れこんでいるように見えるが，これも渦1と同様にブロッケージ領域の外側を流れていく。また，ジェット3は衝撃波の下流に新たにせん断層を形成しはじめ，下流でブロッケージ領域と合流するが，ジェットが弱く渦は形成されていない。

4.4　ブロッケージ領域の形成

図6，7のジェット4がブロッケージ領域を形成する過程は次のように説明することができる。

図3(c)でわかるように，ジェット4がクリアランスから吹出す位置までには上流のジェット2によって流れは減速されているため，吹出す方向が主流の流れに対し垂直に近くなってきている。したがって，ジェット4は衝

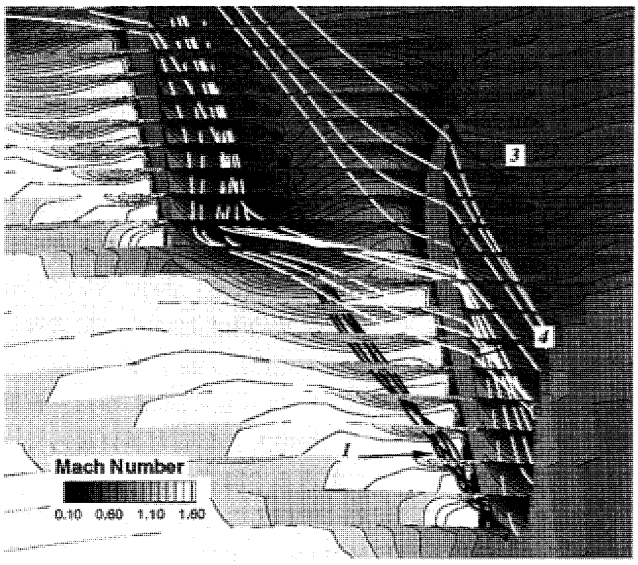


図7　クリアランス流れの流線とチップ翼弦に垂直な断面における相対マッハ数分布

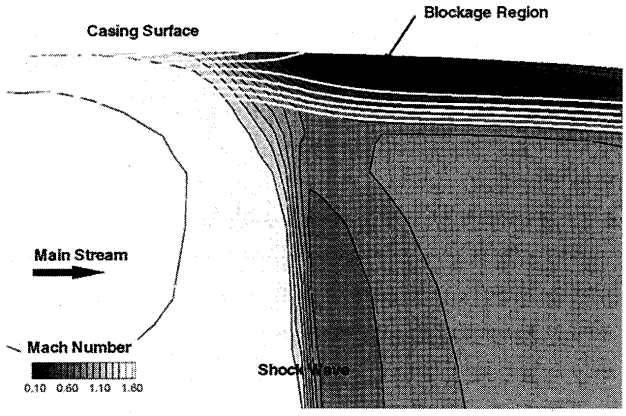


図8　ブロッケージ領域の中心を通過する，チップ翼弦に平行な断面上の相対マッハ数分布とその面内での流線

撃波と平行に近い角度で衝撃波を通過することにより，渦1やジェット2のようなマッハ1.6の主流ではなく，衝撃波のすぐ下流の亜音速流と干渉する。そのため，より隣接翼の正圧面側に到達するとともに，衝撃波のすぐ下流において排除効果を生じるようになる。その様子をより端的に示したのが図8である。図8は図7と反対に，ブロッケージ領域の中心を通過するチップ翼弦に平行な断面，すなわち主流とほぼ平行な断面上における，相対マッハ数分布と，ブロッケージ領域の上流から流した面上の流線を示している。衝撃波のすぐ下流において，ジェット4がこの面に垂直に流れこむために，湧き出しのような形でブロッケージ領域が形成され，遷音速流における衝撃波－境界層干渉と同様に，ブロッケージ領域による排除効果は垂直衝撃波を上流に押し出す結果となる。ブロッケージ領域の成長と失速との関係，失速条件におけるジェット4や渦1と衝撃波との干渉を調べるためには，今後より多くの作動条件における計算結果を検

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

討して行く必要があるが，Chima[6]の結果を見る限り，失速点近傍においてもブロッケージ領域の形成メカニズムは基本的に同じものと考えられる。

わずか5％スパンの幅の薄い領域ではあるが，図7のように実際の衝撃波とクリアランス流れの干渉は3次元的である。Suder と Celestina[3]のレーザー計測は95％スパンまでしか行われておらず，しかも半径方向速度成分が計測されていないため，いかにもチップ渦がブロッケージ領域を形成しているような結果が得られたと考えられる。また，Schlechtriem と Lötzerich[8]の渦崩壊モデルに関しては，たしかに衝撃波による強い逆圧力勾配にチップ渦が流れこむという条件はあるものの，本結果においては強い乱流拡散によってチップ渦が減衰してしまっており，渦と衝撃波の干渉は特に目立ったものが現れなかった。

5．結論

NASA Rotor 37 遷音速圧縮機動翼について，質の良い計算格子と Spalart-Allmaras の1方程式乱流モデルを用いる事により，従来の高負荷高速圧縮機内部流れの数値計算より信頼性を高めた計算を行い，チップクリアランス流れと衝撃波の干渉の物理的な解釈を試みた。

干渉の特徴として，チップ付近の衝撃波の下流に現れる低速（逆流）領域のブロッケージのために衝撃波が上流に押し出されることが知られているが，この領域が形成されるメカニズムは，従来提唱されているチップ渦と衝撃波の干渉ではなく，衝撃波の足元よりやや上流（40から50％翼弦付近）のクリアランスから吹出すジェット状の流れが直接的な原因であることが明らかになった。また，干渉領域の流れは3次元的な構造を持ち，前縁より形成される強いチップ渦は衝撃波を通過する際にブロッケージ領域を避けるように流され，ずっと下流において取り込まれていくという結果が得られた。

謝辞

本研究は，航空宇宙技術研究所航空推進研究領域とDLR（ドイツ航空宇宙センター）推進技術研究所との共同研究として行われ，その約半分の仕事は筆頭者が1997年に半年間，DLR 推進技術研究所の客員研究員として滞在した際に行ったものです。ここに，滞在をサポートして頂いた推進技術研究所長　H. Weyer 教授をはじめ関係各位に感謝の意を表します。

参考文献

(1) Wisler, D. C. and Denton, J. D., "Rotor 37 Blind Test Case", ASME/IGTI Int. Gas Turbine Conf., 1994

(2) Dunham, J. and Meauzé, G., "An AGARD Working Group Study of 3D Navier-Stokes Codes Applied to Single Turbomachinery Blade Rows", ASME/IGTI Int. Gas Turbine Conf., 1998

(3) Suder, K. L. and Celestina, M. L., "Experimantal and Computational Investigation of the Tip Clearance Flow in a Transonic Axial Compressor Rotor", ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 118, pp 218－229, 1996

(4) Hah, C. and Loellbach, J., "Development of Hub Corner Stall and Its Influence on the Performance of Axial Compressor Blade Rows", ASME Paper 97－GT－42, ASME/IGTI Int. Gas Turbine Conf., 1997

(5) Arima, T., et. al., "A Numerical Investigation of Transonic Axial Compressor Rotor Flow Using a Low Reynolds Number κ-ε Turbulence Model", ASME/IGTI Int. Gas Turbine Conf., 1997

(6) Chima, R. V., "Calculation of Tip Clearance Effects in a Transonic Compressor Rotor", ASME Paper 96－GT－114, 1996

(7) Adamczyk, J. J., Celestina, M. L., and Greitzer, E. M., "The Role of Tip Clearance in High-Speed Fan Stall", ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 115, pp. 28－38, 1993

(8) Schlechtriem, S. and Lötzerich, M., "Breakdown of Tip Leakage Vortices in Compressors at Flow Conditions Close to Stall", ASME Paper 97－GT－41, 1997

(9) Shabbir, A., Celestina, M. L., Adamczyk, J. J. and Strazisar, A. J., "The Effect of Hub Leakage Flow on Two High Speed Axial Flow Compressor Rotors", ASME Paper 97－GT－346, 1997

(10) Roe, P. "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vector and Difference Schemes", J. Comp. Phys., 43, (1981), 357

(11) van Leer, B., "Towards the Ultimate Conservation Difference Scheme V, A Second Order Sequel to Godunov's Method", J. Comp. Phys. 32, (1979), 101

(12) Spalart, P. R. and Allmaras, S. R. "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA Paper 92－0439

(13) Yamamoto, K. and Engel, K., "Multi-block Grid Generation Using an Elliptic Differential Equation," AIAA Paper 97－0201, Jan. 1997

(14) Eulitz, F. and Engel, K. "Numerical Investigation of Wake Interaction in a Low Pressure Turbine," AIAA Paper 97－3027, July 1977

(15) 山本，Eulitz 他，"NASA Rotor 37 遷音速圧縮機翼のチップクリアランス流れの数値計算について，" 航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム'98 論文集（航技研特別資料 SP－41, 1999年2月）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

技術論文

逆ブレイトンサイクルによる排熱回収

The Exhaust Heat Recovery by the Inverted Brayton Cycle

大谷 浄[*1] OTANI Kiyoshi
金子 憲一[*2] KANEKO Kenichi
赤岸 桂樹[*1] AKAGISHI Keiji
山本 清大[*1] YAMAMOTO Kiyohiro
藤井 昭一[*2] FUJII Shoichi

キーワード：ガスタービン，ブレイトンサイクル，排熱，ターボチャージャー，モーター付コンプレッサー，熱交換器
gas turbine, Brayton cycle, exhaust heat, turbocharger, motored compressor, heat exchanger

Abstract

The inverted Brayton cycle was reconsidered experimentally and analytically in this paper. The cycle can be operated in the flow passing through the turbine, heat exchanger and compressor by using the exhaust hot gas with near atmospheric pressure. It is noted that the direction of working fluid is reversed in comparison with gas turbines. To confirm the operation of idling and power extracted, the experiment on the various turbine inlet temperature was carried out by a test rig of 30 mm diameter turbocharger. Further calculations, based on experimental data, show that the exhaust energy recovery of 20% can be possible under the conditions of 90% turbomachinery adiabatic efficiency and 1150 K turbine inlet temperature.

1．はじめに

ガスタービンはブレイトンサイクルで作動している。通常のガスタービンでは空気を圧縮し加熱によりさらにエネルギを加え，タービンで膨張して大気に放出されるブレイトンサイクルを形成する。加熱は燃焼器でほぼ等圧的に行われる。それでは，タービンより開始するブレイトンサイクルはどのようなものとなるか。つまり，タービンへ高温常圧の作動流体を流入させ，燃焼器の代わりに熱交換器を置いて熱を奪い，コンプレッサで大気に放出する。タービンは高圧の作動流体でなければ回転しないが，いまの場合，後方にコンプレッサがあるので常圧の空気が流入してもかまわない。タービンの出力が圧縮に必要な動力を上回れば，軸動力が取り出せる。常圧空気を高温にして十分エンタルピを高めておけば可能であろう。このサイクルは Wilson 等により，「Inverted Brayton cycle」と名付けられ，計算のみによる研究がなされている[(1)]。しかし，筆者の知る限り実験による検証はなされていない。一般に排ガスは高温であるが常圧に近いので水等を介して温水を回収するか，蒸気タービンとして軸動力を取り出すかである。そこで，排熱回収の一つの手段として前述の方式により動力を得ることは可能かどうか検討する価値があろう。本研究はこのような動機で開始されたものである。ここでは，この逆ブレイトンサイクルで作動する熱機関の利用目的を排熱回収の一手段として考えるため，便宜上，TG（Thermal Generator）サイクルと名付け[(2)]，実際に作動させる基礎実験を試みた。本研究は広義の turbine expander とみなせるが，タービン入口は常圧またはそれに近く，出口は負圧かつ高温にして出力を調べた点が，従来の研究と異なる。

原稿受付 1998年12月21日
＊1 大阪府立大学大学院 工学研究科
〒599-8231 大阪府堺市学園町 1-1
＊2 大阪府立大学 工学部 航空宇宙工学科

2．記号の説明

C_p	定圧比熱（J／kgK）
L	仕事（W）
P	圧力（Pa）
T	温度（K）
m	流量（kg／s）
w	比出力（W／kg）
η_c	コンプレッサの断熱効率

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

η_T	タービンの断熱効率
η_r	熱交換器の温度効率
η_{th}	熱効率
π	圧力比
γ	$\gamma=\frac{\kappa-1}{\kappa}$，$\kappa$ は比熱比で，空気の場合は 1.4

添え字等の説明

1	タービン入口の状態
2	タービン出口の状態
3	コンプレッサ入口の状態
4	コンプレッサ出口の状態
5	モータ付コンプレッサ入口の状態
6	モータ付コンプレッサ出口の状態
a	大気状態，または常温常圧の水
C	コンプレッサ
T	タービン
r	熱交換器
MC	モータ付コンプレッサ

3．TG サイクルの説明

図 1 は TG サイクルの概略図である。また，図 2 にその T－S 線図を示した。サイクルは排熱を利用するので，常圧高温の状態から始まり，まずタービンで膨張させる(1→2)。膨張後，大気圧以下のままで熱交換器における冷却過程(2→3)を経て状態 3 になり，それをコンプレッサで圧縮（3→4）し大気圧の状態 4 まで戻す，というサイクルになる。ここでコンプレッサは吸引する役割を果たすことになるが，タービンの作動温度の方がコンプレッサの作動温度より高いので，タービンで得られる膨張仕事がコンプレッサで必要な圧縮仕事を上回り，その差を出力として取り出せることになる。そのため，冷却過程における温度効率が高いほど，つまり冷やせば冷やすほど，高出力が得られるという特徴を持っている。

サイクル各点の温度は式(1)～(3)で表せる。

$$T_2=T_1-\eta_T T_1(1-\pi_T^{-\gamma}) \tag{1}$$

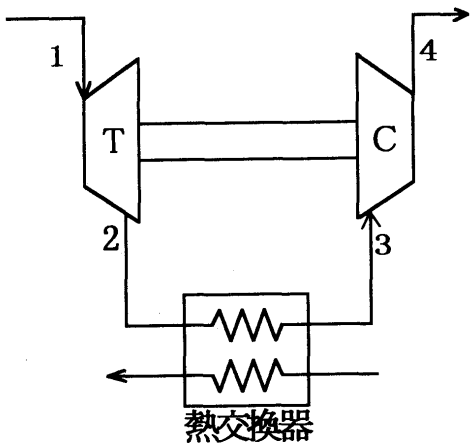


図 1　TG サイクルの概略図

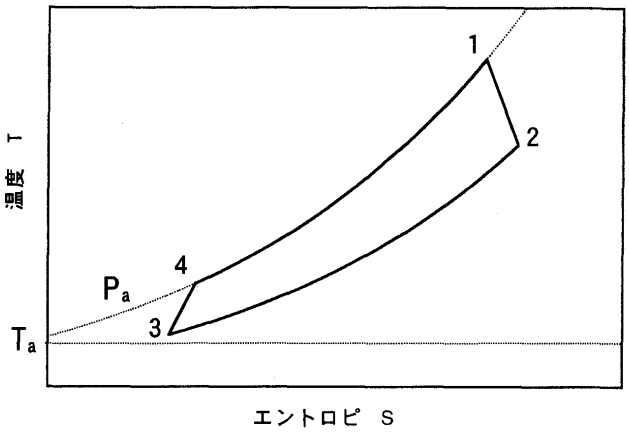


図 2　TG サイクルの T－S 線図

$$T_3=T_2-\eta_r(T_2-T_a) \tag{2}$$

$$T_4=T_3+\frac{T_3}{\eta_C}(\pi_C^{\gamma}-1) \tag{3}$$

γ は空気のとき 0.286 である。冷却用熱交換器の温度効率は式(4)のように定義している。

$$\eta_r=\frac{T_2-T_3}{T_2-T_a} \tag{4}$$

このとき，サイクルの比出力は，式(5)のように表される。

$$w=L_T-L_c=C_p\{(T_1-T_2)-(T_4-T_3)\} \tag{5}$$

TG サイクルでは，排熱をどれだけ有効に利用できるかが，性能評価の目安となると考えられるので，次式のように，排熱の持つ熱量を分母にもってきた値をサイクルの熱効率 η_{th} とする。

$$\eta_{th}=\frac{w}{C_p(T_1-T_a)}=\frac{(T_1-T_2)-(T_4-T_3)}{(T_1-T_a)} \tag{6}$$

4．アイドリング実験

ブレイトンサイクルにおいてアイドリングとはタービンの仕事とコンプレッサの仕事が等しい状態と定義されている。そこで，TG のアイドリングもタービンの仕事とコンプレッサの仕事が等しい状態と定義する。

アイドリング実験の目的は，燃焼器から排出された高温ガスをタービンで膨張させ大気圧以下にし，熱交換器で常温まで冷却し，コンプレッサで圧縮し大気に排出させることの実証である。このとき，外部からエネルギを与えることなくタービンとコンプレッサの回転数を一定に保持し，サイクルを形成させる。

4.1　アイドリング実験の実験装置

アイドリング実験での燃焼器，ターボチャージャ，熱交換器，モータ付コンプレッサの系統図を図 3 に示す。各要素を図 4 に示すように設置した。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

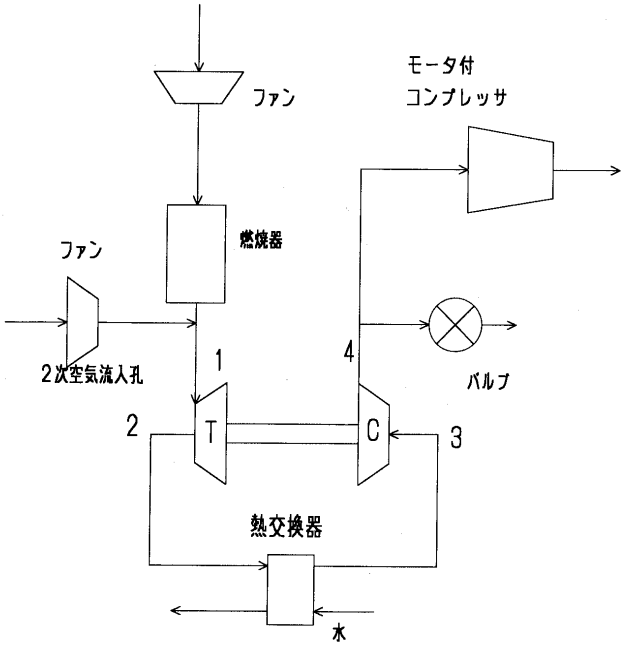


図3　アイドリング実験の系統図

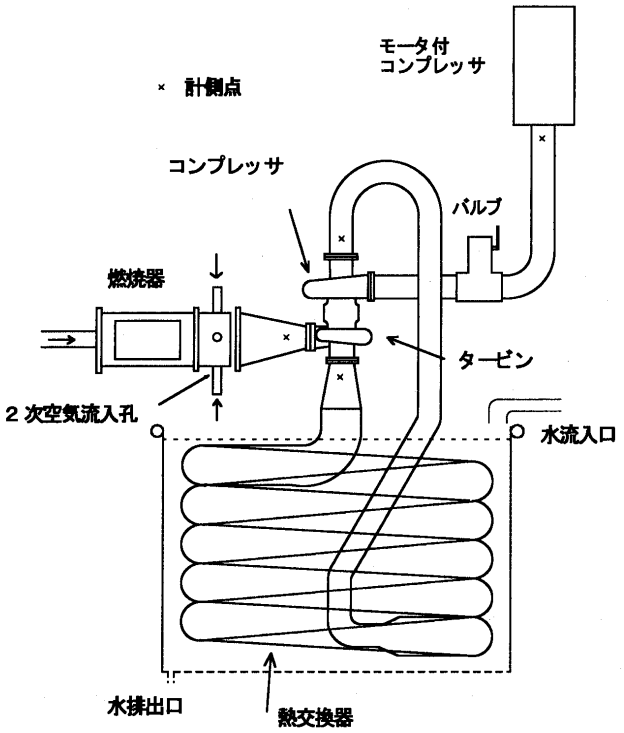


図4　アイドリング実験の実験装置

燃焼器は手作りであり，都市ガスと空気の予混合型スワラ方式である。小型ターボチャージャとして市販されている外径30 mmの遠心式のコンプレッサとタービンが直結されたものを用いた。タービン入口最高温度はターボチャージャの設計許容温度である1170 K（900℃）とし，設計許容回転数は250000 rpmである。設計許容温度を超えないように燃焼器とタービン間の管路に2次空気流入孔を設置し，ファンにより空気を送り込む。2次空気流入孔の下流側の管路の一部を約10 mm切り離してあるが，これは一度，空気を大気圧に戻し，燃焼器とTGとを独立させようと試みたためである。熱交換器としてステンレス製の外径150 mmの蛇腹管15 mを400 L水タンク内にトグロ状に収めたものを用いた。タンク内は水が常に満杯で，しかも時間経過によらず水温をほぼ約300 K（25～30℃）一定になるように水道よりタンクに水を放出しタンク底部より水を抜いた。コストの関係からこのターボチャージャの回転軸にスタータとしてシャフトを加工し，強制的に回転させるためのモータを付けることが困難であった。そこで外径120 mmの吸引ファンを4段直列にし，これをモータ付コンプレッサと呼び一種の空力的なスタータとした。コンプレッサの後方の管路は2マタになっており，バルブの開閉により流路を変えることができる。

全圧，静圧，温度の計測点を図4に×印で示す。圧力計測は，水銀マノメータ，水マノメータを用いた。誤差は±5 Paである。温度計測はPR熱電対を用いた。誤差は±0.5 Kである。回転数は，ターボチャージャのシャフトに組み込んである磁石の磁束の変化を検出し，その周波数をオシロスコープの画面より読み取った。誤差は±2000 rpmである。流量はバルブの下流側にベンチュリ管を設置し計測した。誤差は$\pm 1.5\times 10^{-3}$ kg／sである。

4.2　アイドリング実験の実験結果

計測した圧力は全圧，静圧ともに計測点の管路断面でほぼ一定であった。タービン出口以外の計測点での管路断面では温度分布は小さくほぼ一定であった。しかし，タービン出口の計測点の管路断面で温度分布があった。この断面で平均温度約900 Kのとき約50 Kの温度差が生じたので，この計測点での温度の信頼性は低く本実験の評価には用いなかった。

本実験においてTGをアイドリングに入れる方式として，空力的なスタータによりターボチャージャを高回転にしてから，アイドリング状態になるように回転数を小さくしていく方法を取った。

アイドリング実験を順に追っていくと以下のようになった。アイドリングに入れる準備として，まず表1に示す状態にした。このとき，バルブは閉じた状態であり，スタータであるモータ付コンプレッサは最大出力で空気を吸引している。タービン入口温度1150 K（880℃）は本実験での最高温度である。燃焼器の流量を実験中に大幅に変えることができないため，流量は1.7×10^{-2}kg／s一定で行った。表1の状態から，バルブを徐々に開いていき，完全に開き終え，モータ付コンプレッサを停止させたときの計測値を表2に示す。バルブを開いていく過程で回転数は250000 rpmからゆっくりと降下してゆき，210000 rpmで安定した。このとき，コンプレッサの出口圧力が負圧から大気圧に転じたので，TGはアイドリング状態と判定した。

アイドリング前後でタービン入口全圧はゲージ圧で約

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

表1　アイドリング前の状態

回転数　250000rpm

タービン	入口温度（K）	1153
	出口温度（K）	
	入口圧力（Pa）	3900
	出口圧力（Pa）	−63000
	膨張比	2.77
	断熱効率	0.48
コンプレッサ	入口温度（K）	300
	出口温度（K）	436
	入口圧力（Pa）	−68300
	出口圧力（Pa）	−14700
	膨張比	2.62
	断熱効率	0.7

圧力はゲージ圧

表2　アイドリング時の状態

回転数　210000rpm

タービン	入口温度（K）	1153
	出口温度（K）	
	入口圧力（Pa）	4300
	出口圧力（Pa）	−54000
	膨張比	2.23
	断熱効率	0.48
コンプレッサ	入口温度（K）	300
	出口温度（K）	422
	入口圧力（Pa）	−58860
	出口圧力（Pa）	270
	膨張比	2.38
	断熱効率	0.69

圧力はゲージ圧

4000 Pa であり，動圧は約 400 Pa であった。TG への燃焼ガス流入方式が 2 次空気流入孔上流と燃焼器上流のファンによる押し込みによるため，タービン入口でせきとめ圧がかかったと考えられる。本研究では TG のタービン入口圧力は大気圧，もしくはほぼ大気圧と定義しているが，4000 Pa は大気圧に対して 4％ほど高い程度であるので定義の範囲内であると判断した。また，燃焼器とタービンの間の管路の切り離し間隔を変化させてタービン入口圧力を 4000 Pa 以下にすると燃焼が不安定になったため，4000 Pa は本実験装置の TG を作動させるための必要最低限の押し込み圧と見なした。そこで，燃焼させずにタービン入口温度を常温とした場合の実験を行なうと，タービンとコンプレッサは回転数 10000 rpm で作動するが，タービン出口圧力とコンプレッサ入口圧力はともにゲージ圧約 400 Pa，コンプレッサ出口圧力は大気圧であった。要するに，コンプレッサもタービンとして作動したことになる。結局，4000 Pa は TG のアイドリング回転数である 210000 rpm にほど遠い低回転で作動させるエネルギでしかないと言える。

この実験装置では，動力を取り出すことができないため常にコンプレッサの仕事とタービンの仕事が等しくなるが，タービン入口温度を下げていくことで各温度でのアイドリング状態を作り出した。タービン入口温度を下げていくと，コンプレッサの仕事とタービンの仕事がバランスを取りながら，圧力比，回転数は降下していく。その様子を図 5，6 に示す。図 7 では，タービンの仕事を示す。ここで，タービンの仕事は同軸でつながっているコンプレッサの仕事に等しいとし，この際，ベアリングの機械損失は 0 とみなした。仕事は次のように表される。

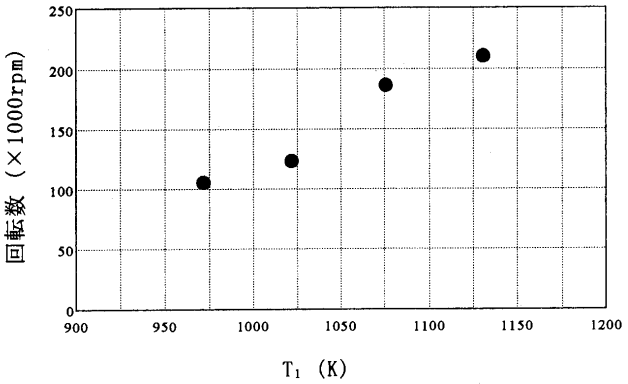


図 5　アイドリング実験でのタービン入口温度と回転数

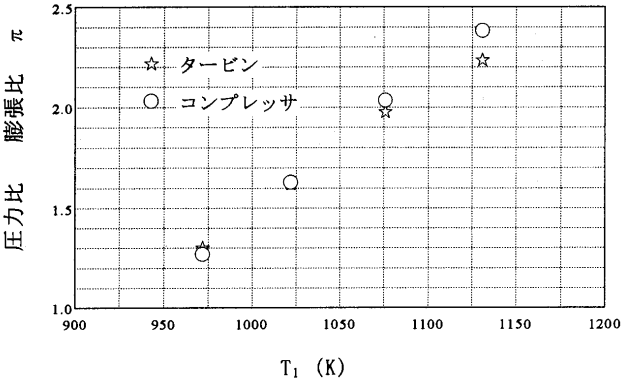


図 6　アイドリング実験でのタービン入口温度と圧力比，膨張比

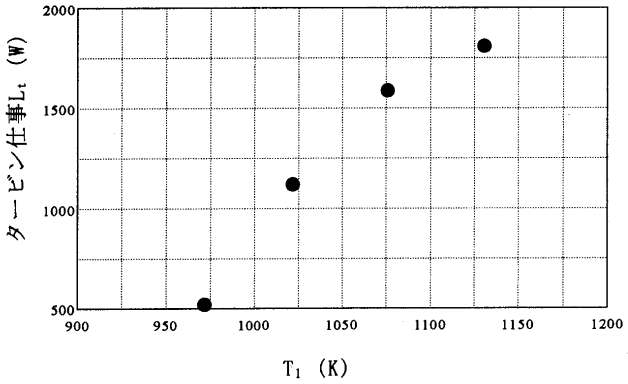


図 7　アイドリング実験でのタービン入口温度と仕事

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/03.

タービンの仕事（L_T）　$L_T = L_C = m_C C_P (T_4 - T_3)$　(7)

そして，タービン入口温度970 Kが本実験での最低温度となった。これよりもタービン入口温度を下げると回転数が不安定になった。念のため，このときの流量と圧力比をあらかじめ入手したコンプレッサ単独の性能曲線に照らし合わせると，サージング直前の作動状態であった。そのため，アイドリング可能なタービン入口温度の最低値をこれ以上追求する実験を行わなかった。以上の実験により，各タービン入口温度に対してTGのアイドリングを実証できた。

実験後，各要素の作動状況を確認した。

まず，熱交換器を温度降下と圧力損失の2点から実験結果をまとめた。熱交換器はコンプレッサ入口において空気を約300 K（25～30℃）まで冷却した。タービン出口温度がいくらであっても常温近くまで冷却されていることから，熱交換器出口までに高温側の空気と低温側の水とが熱平衡に達していると考えられる。言い換えると，温度効率は1にきわめて近くなった。熱交換器での空気の圧力損失率（%）を

$$\frac{P_2 - P_3}{P_2} \times 100 \tag{8}$$

のように定義し，図8に示した。圧力損失は流量には比例せず，回転数に比例した。これは，タービン出口での空気流れのスワール成分が熱交換器の圧力損失に対して支配的であることを意味する。次に，コンプレッサとタービンの断熱効率を求めることにより動作状況を確認した。タービンの効率を算出する際，タービン出口温度は実験データに信頼性がないため用いない。そこで，タービンの仕事がコンプレッサの仕事に等しいことを利用してタービン効率を算出した。要素効率等を求める式は，以下の通りである。

圧力比（π）　$\pi_C = \frac{P_4}{P_3} \pi_T = \frac{P_2}{P_1}$　(9)

コンプレッサ効率（η_C）　$\eta_C = \frac{T_3(\pi_C^{\gamma} - 1)}{T_4 - T_3}$　(10)

タービン効率（η_T）　$\eta_T = \frac{L_T}{m_T C_p T_1 (1 - \pi_T^{-\gamma})}$　(11)

式(9)～(11)を基に各断熱効率を求めた結果を図9に示す。コンプレッサ効率はほぼ0.7一定となった。これは，前述のコンプレッサ単独の性能曲線によると，圧力変化に対して断熱効率の変化がゆるやかな領域に実験データが集中したためであった。タービン効率が0.5一定となったのは式(11)を変形することで説明できる。式(11)に式(7)を代入すると，

$$\eta_T = \frac{m_C C_p (T_4 - T_3)}{m_T C_p T_1 (1 - \pi_T^{-\gamma})}$$

となり，式(3)と $m_C = m_T$，$\pi_C \fallingdotseq \pi_T$ より，近似的に次のように表せる。

$$\eta_T = \frac{T_3}{\eta_C} \frac{(\pi_T^{\gamma} - 1)}{T_1 (1 - \pi_T^{-\gamma})} \tag{12}$$

そして，$\eta_C \fallingdotseq 0.7$，$T_3 \fallingdotseq 300$（K）より η_T は T_1 と π_T の関数になる。さらに，図6では $\pi_T = 6.85 \times 10^{-3} T_1 - 5.38$ と表せるため η_T は T_1 のみの関数となり，これを式(12)に代入した式を図9中に示した。実験範囲内において，ほぼタービン効率は一定となることが確認できた。

5．出力評価実験

本実験で用いたターボチャージャでは，前述したとおりシャフトを加工してTGの出力を取り出すことはできない。そこで，コンプレッサを仮想的にモータ付コンプレッサに置き換えた。すると，タービンの仕事とモータ付コンプレッサの必要とする仕事の差ができる。これをTGの出力とみなし評価した。

出力評価実験では，図10に示すような流路系統に変更した。燃焼器から排出された高温ガスをタービンで膨張させ大気圧以下にし熱交換器で常温まで冷却し，モータ付コンプレッサで圧縮し大気に排出させた。このときコンプレッサは単にタービンの出力吸収としてのみ働く。

5.1　出力評価実験の実験装置

出力評価実験の実験装置を図11に示すように設置し

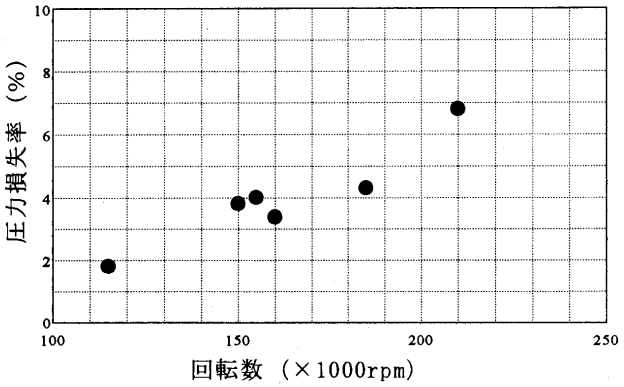


図8　回転数と圧力損失

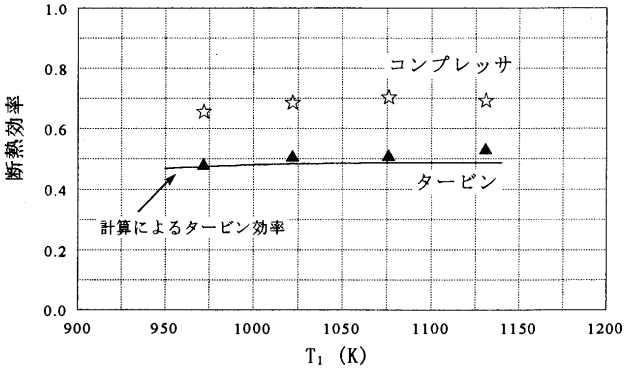


図9　タービン入口温度と断熱効率

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

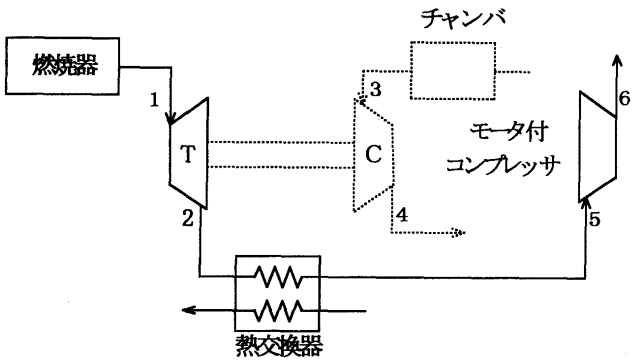


図 10　出力評価実験の系統図

た。装置の各部はアイドリング実験で用いたものと同じである。チャンバはプラスチック製の縦 30 mm，横 20 mm，高さ 15 mm の箱状であり，外径 10 mm の入口しぼりを持ち，コンプレッサの負荷を軽くできかつ，流量を調節できる。

全圧，静圧，温度の計測点を図 11 に×印で示す。タービン側の流量はモータ付コンプレッサ入口の全圧と静圧の差である動圧より流速を求め，密度と管路断面積を掛け合わせることにより算出した。コンプレッサ側の流量はコンプレッサ入口の全圧と静圧より算出した。誤差は $\pm 1.5\times10^{-3}$kg／s である。

5.2　出力評価実験の実験結果

出力評価実験の実験開始方法はアイドリング実験と異なり，モータ付コンプレッサ最大出力で空気を吸引させた状態で燃焼させるだけでよい。これは，燃焼器とタービン間の管路を切り離していないためである。本実験では，モータ付コンプレッサは燃焼の有無に関係なく常に最大出力で空気を吸引していることになる。このため，二次空気孔と燃焼器の上流にファンを用いなくとも空気はタービンに流入することになる。ただし，流量はモータ付コンプレッサ出力最大で空気を吸引しているため 3.0×10^{-2}kg／s 一定となった。

燃焼開始後，実験データ収集をタービン入口温度を変化させることにより行った。その実験結果を図 12～16 に示す。図 12 では，アイドリング実験の結果と比較するとタービン入口温度上昇に対してそれほど回転数の上昇がみられなかった。これは，タービンにかかる負荷がアイドリング実験ではタービン入口温度のみに依存することに対して，出力評価実験ではモータ付コンプレッサの出力一定であることとチャンバのしぼり具合を固定したことに主要因があった。図 13 に，タービン入口温度に対する圧力比の変化を示したが，回転数変化が小さいため圧力比の変化も小さくなった。そして図 14 に，TG サイクル作動状況を見るため T－S 線図の一例を示した。サイクル成立条件はタービンの仕事とモータ付コンプレッサの仕事の差である TG の出力に依存する。仕事の差が正ならば，その差が TG の出力であり，負ならばアイドリング以下を示し TG サイクルは成り立たないことになる。タービンの仕事は式(7)を用い算出した。タービン効率は式(11)より求めると，実験範囲内においてほぼ

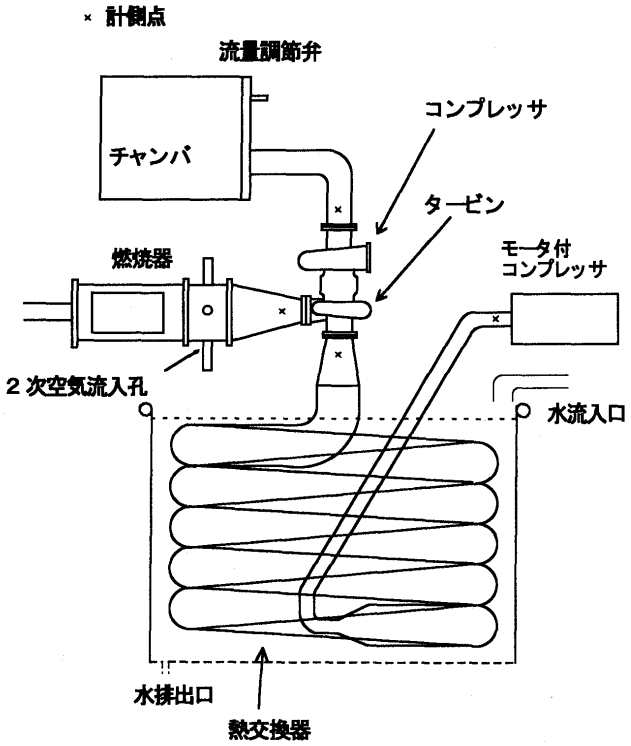


図 11　出力評価実験の実験装置図

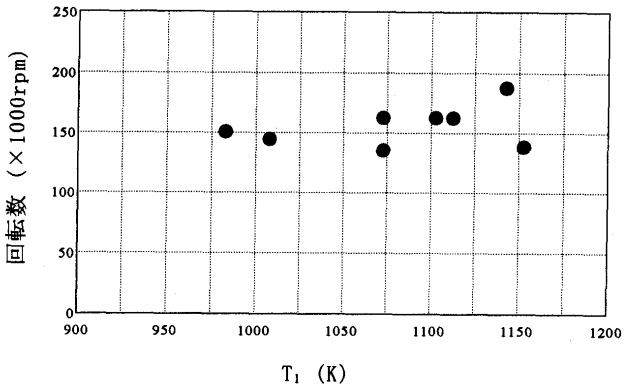


図 12　出力評価実験でのタービン入口温度と回転数

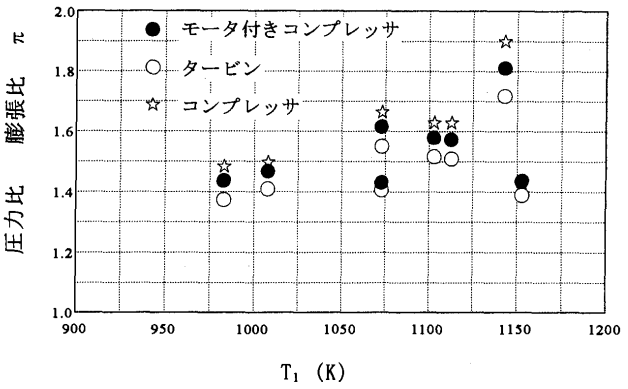


図 13　出力評価実験でのタービン入口温度と圧力比，膨張比

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/09.

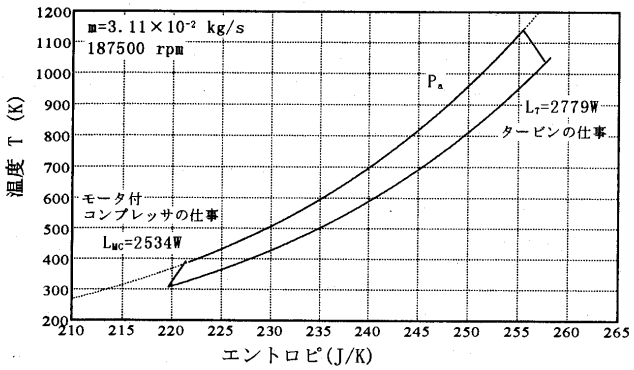


図 14　出力評価実験での T－S 線図

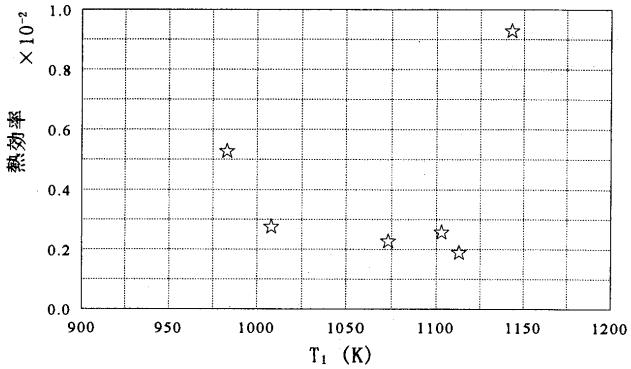


図 16　出力評価実験でのタービン入口温度と熱効率

0.5 となった。理由は 4 章同様である。モータ付コンプレッサの仕事は次式のように定義した。

モータ付コンプレッサの仕事（L_{MC}）

$$L_{MC}=\frac{m_{MC}C_p T_5}{\eta_{MC}}(\pi_{MC}^{\gamma}-1) \tag{13}$$

ただし，モータ付コンプレッサの圧力比は次式のように表される。

$$\pi_{MC}=\frac{P_a}{P_5} \tag{14}$$

ここで，モータ付コンプレッサの断熱効率 η_{MC} は 0.7 とした。これは，別個に計測装置を用いて計測した結果，圧力や流量によらずほぼ 0.7 となったためである。
また，熱交換器における温度降下と圧力損失率もアイドリング実験の結果とそれほど変わらなかった。図において，タービンの仕事は 2779 W であり，モータ付コンプレッサの仕事は 2543 W であるから，2 つの仕事の差 236 W が TG の出力となる。このように，タービンの仕事がモータ付コンプレッサの仕事以上になれば TG サイクルは成立する。そこで，図 15 において 2 つの仕事差に注目した。タービンの仕事はモータ付コンプレッサの仕事を上回っているか，ほぼ等しくなっている。ゆえに，TG により出力を取り出すことは可能であると言える。
さらに，この出力評価実験において実際にどれだけの排熱を利用できたかを知るために熱効率を図 16 に示した。

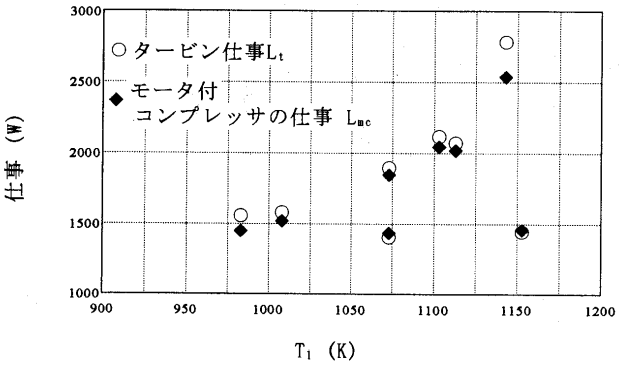


図 15　出力評価実験でのタービン入口温度と仕事

熱効率は 1％未満となり，TG は十分に排熱を利用したと言い難い。これは，タービンの断熱効率が約 0.5 と非常に小さいためタービンの仕事を十分取り出せなかったからである。

6．結論と TG の将来性

アイドリング実験において TG サイクルが自立運転可能であることを確認し，出力評価実験において熱効率は 1％以下ではあるが，出力を取り出すことは可能であることを確認できた。一連の実験を通じて，TG サイクルが成立することを実験により実証したと言える。また空気吸引コンプレッサが空力的なスタータになりうることを確認できた。

本実験の問題点と課題は以下のようになる。用いた実験装置は小型でありかつ必ずしも設計条件下で作動していないのでタービン効率が約 0.5，コンプレッサ効率が約 0.7 であった。特にタービン効率が低いことで本実験では，TG の出力と熱効率が小さくなった。高い要素効率であるならば，TG の出力と熱効率は高くなると考えられる。熱交換器では圧力損失率が 4～9％という結果は産業用として稼動中の熱交換器と比較すると大きいと考えられる。TG では熱交換器の圧力損失はそのままコンプレッサの負担となり，他のガスタービン同様出力および熱効率の低下を招くことになる。本実験では空気のスワール成分が圧力損失の第一の要因であったが，タービン出口に静翼などを設置することで整流すれば圧力損失を減らすことはできるであろう。また，冷却用の水の流量を増加させれば，熱交換器の小型化の余地は十分にある。

本実験では出力，熱効率は非常に小さくなったが，上述の問題点を改善するとどうなるか。TG は排熱利用に十分適合できるかを，TG の要素効率が 0.7，0.8，0.9 のとき TG サイクルは成立するものとして，計算により一般的に検討した。

熱効率は，排熱温度が決まれば比出力だけの単調増加関数になる。ゆえに，サイクルの最適圧力比は比出力最大になる点である。

式(1)～(5)を式(6)に代入し，$R=\pi^{\gamma}$ とおくと次のように

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

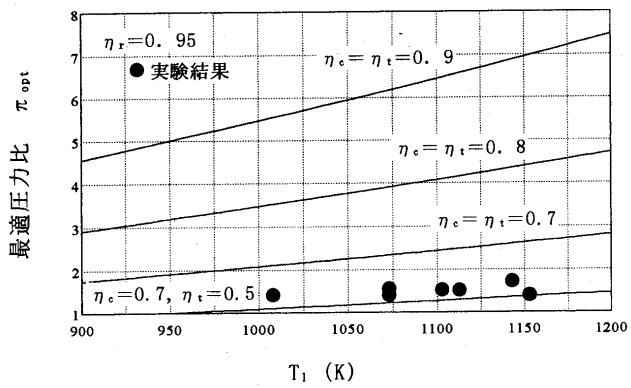


図 17　タービン入口温度と最適圧力比

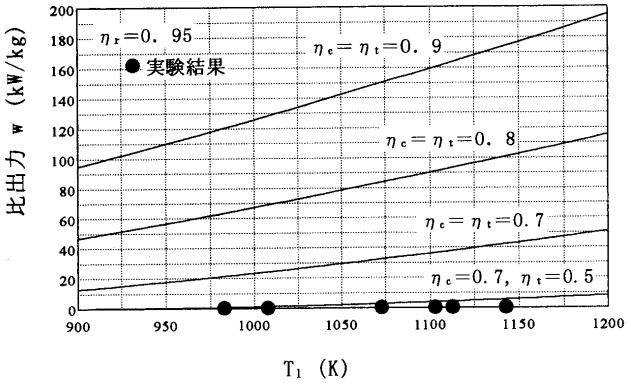


図 18　タービン入口温度と比出力

なる。

$$w=\frac{Cp(R-1)}{\eta_C R}\{RT_1(\eta_r-1)(1-\eta_T)$$
$$-\eta_T T_1(\eta_C+\eta_r-1)-R\eta_r T_a\} \tag{15}$$

上式の両辺を R で微分したものを 0 とおいて，R について解けば，サイクルの最適圧力比 π_{opt} は，次のように表せる。

$$\pi_{opt}=R^{\frac{1}{r}}=\left(\frac{\eta_T T_1(\eta_C+\eta_r-1)}{T_1(1-\eta_r)(1-\eta_T)+\eta_r T_a}\right)^{\frac{1}{2r}} \tag{16}$$

また，よく知られているようにガスタービンの最大比出力を与える最適圧力比は次のように表される。

$$\pi=\left(\frac{\eta_T\eta_C T_{\max}}{T_a}\right)^{\frac{1}{2r}} \tag{17}$$

ただし，$T_{\max}$ はタービン入口温度とする。

ここで，式(16)で $\eta_r=1$ を代入すると次のようになる。

$$\pi_{opt}=\left(\frac{\eta_T\eta_C T_1}{T_a}\right)^{\frac{1}{2r}} \tag{18}$$

式(17)と式(18)を比較すると，$T_{\max}$ と T_1 はともにタービン入口温度であるから，2つの式は全く同じ形になる。2つのサイクルの最適圧力比は，サイクルの最高温度の上昇とともに大きくなる。TG では，最適圧力比が高くなると熱交換器内の作動流体は大気圧に比べてかなり低圧になる。そのため，熱交換器での容積や圧力損失のサイクルに及ぼす影響が問題となることが予想される。しかし，本研究ではこれを今後の課題として深く追求しない。図 17 に式(16)を基にした計算結果を示す。ここで，温度効率 η_r は 0.95，熱交換器での圧力損失は無いものとした。圧力比があまり高くない範囲の一例として出力評価実験のデータを図中にプロットした。実験での TG の作動圧力比は最適圧力比に近い。そこで，実験結果とあわせて，図 18，19 において最適圧力下でのタービン入口温度に対する出力，熱効率の変化を見た。実験データと計算値を比較すると，図 18 では比出力は 15 kW 以下で一致し，図 19 では熱効率は 1％以下で一致した。計算によると断熱効率が高いほど，排熱温度が高いほど，TG サイクルの比出力と熱効率は高くなり，排熱から動力を取り出せることになった。

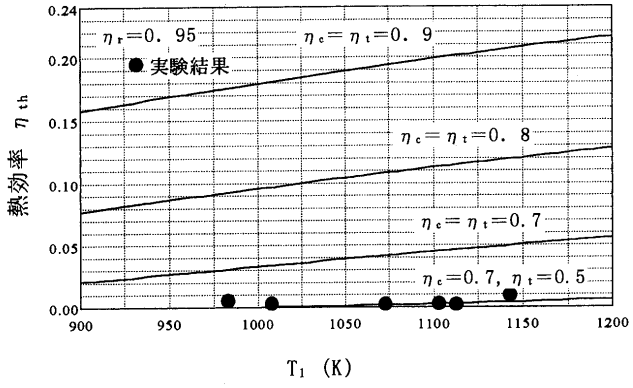


図 19　タービン入口温度と熱効率

TG を要素効率 0.9，タービン入口温度 1150 K で最適圧力比にして作動させたとしても熱効率は 20% 程度で，熱機関としては決して高い値ではないが，従来捨てられていた，あるいは給湯への利用に留まっていた排熱でこれだけの動力回収が可能であることはエネルギのより有効な利用に結びつくものと考えられる。

参考文献

(1) David Gordon Wilson, The design of high-efficiency Turbomachinery and Gas Turbines, The MIT Press, 1985, 135－139
(2) 大谷他；エアサイクル冷房に関する一提案，「ターボ機械」Vol. 26 No 12, 1998. 12, 754－761

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/03.

技術論文

二次流れ誘起素子としてのリブの機能について
―ガスタービン翼後縁部冷却への応用―

On the Function of Ribs as Secondary Flow Inducer
—Application to Cooling of Gas Turbine Blade Trailing Edge—

望月 貞成*1
MOCHIZUKI Sadanari
村田 章*1
MURATA Akira
Robert Kiml*1

キーワード：タービン翼，後縁，内部冷却，熱伝達，リブ付き伝熱面，二次流れ
turbine blade, trailing edge, internal cooling, heat transfer, rib-roughened surface, secondary flow,

Abstract

An Experimental study was conducted to examine the effect of rib-induced flow on the heat transfer characteristics in a rectangular passage. The ratio of the long and short side walls (aspect ratio) of the passage cross-section was 2:1. Oblique ribs were attached to two opposing long side walls with the two short side walls (top and bottom walls) being left smooth. In this study oblique ribs were intended to function as a secondary flow inducer as well as a conventional flow-separation-reattachment device to improve the heat transfer of the bottom wall (one of the short side walls). The results revealed, contrary to the common knowledge, that, in order to enhance the heat transfer of the bottom wall, the oblique ribs should be arranged so that the flow along the ribs hits the top wall instead of the bottom wall. Flow visualization test was performed to understand the heat transfer mechanisms. It was confirmed that the heat transfer enhancement at the bottom wall was attributed to the rib-induced secondary flow where the flow along the ribs hit the top wall, turned back and carried colder and higher-momentum air at the passage core toward the bottom wall.

1．緒論

現代の高性能ガスタービンの動・静翼冷却には吹き出し冷却（フィルム冷却）と種々の内部強制対流冷却が用いられている。吹き出し冷却は効果的な冷却方法であるが，流体を主流中に放出するため，翼の流体力学的な効率の低下，また主流の温度低下を通じて熱力学的な効率の低下を招く。それゆえ，将来の発電用の高性能タービンでは，翼内部に導入された冷却流体は，翼内部を通過後に主流中に放出せずに回収することが望まれている。

一般に，タービン翼においてもっとも冷却が難しいのは，翼の前縁および後縁部分であり，それらの部分においては多くの場合吹き出し冷却が採用されている。特に後縁部は，前縁部に比べると翼厚が小さいため内部冷却構造を容易には組み込めない。それゆえ，吹き出し冷却を用いずに内部冷却のみで処理しようとすると，従来に無い特別の工夫が必要となる。

そこで本研究では，翼後縁部を，冷却流体の翼外への吹き出し無しに，翼内部流のみで冷却するための一つの方式として，二次流れ誘起素子としてのリブの適用を提案し，その伝熱特性を調べることとした。

本来，リブは，それによって生ずる流れの剥離・再付着を利用し，リブを取り付けた面の伝熱性能の向上を図ろうとするものである。従来より，その観点から，リブはタービン翼の内部冷却[(1)-(11)]を含め，さまざまな場面で伝熱促進体として多用されてきている[(12)]。しかし，流れに傾斜して取り付けられたリブは，流れの剥離・再付着によってもたらされるリブ取り付け面の伝熱促進の他に，リブにより誘起される二次流れにより，リブが取り付けられていない他の二面の伝熱特性にも大きな影響をもたらす可能性がある。上述のように，本来リブは，伝熱を促進したい面に取り付けられるために，これまでになされたおびただしい数の「リブに関する研究」[(12)]においては，その関心はもっぱらリブを取り付けた面の伝熱促進に向

原稿受付 1998年11月17日
＊1 東京農工大学 工学部
〒184-8588 東京都小金井市中町 2-24-16

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

けられていた。本研究のように，傾斜リブを取り付けることによりリブ取り付け面の伝熱促進を図るとともに，流路断面全体におよぶ二次流れを発生させて，リブが取り付けられていない面の伝熱をも同時に向上させるための方策とその原理を積極的に扱った研究例は，著者らの知る限りこれまでに無い。

図1に，タービン動翼の後縁部に設けられた内部冷却流路の概念図を示す。この冷却流路を近似的に矩形断面流路として扱い，相対する二つの長辺に互いに対称に傾斜リブを設置する。流路の4壁面を図に示したように呼ぶこととすると，4壁面のうち高い熱伝達率を必要とするのは両Side wall面（すなわちLeftおよびRight wall面）およびBottom wall面である。

図2(a)および(b)に，互いに逆の傾斜角をもつリブが取り付けられた流路を示す。Bottom wall面の冷却を強化するためには，リブにより強制的に生じしめられるリブに沿う流れを直接Bottom wall面にぶつけることができる(a)の方が(b)よりも効果的に見えるが，実際にはどちらが有効であるかは，必ずしも自明ではない。本研究は，こような疑問に端を発し，矩形断面流路の二長辺に設置された傾斜リブに流れの剥離・再付着の他に二次流れ誘起機能をもたせ，それらの効果により翼後縁部の内部冷却流路壁の熱伝達率を増進させることの可能性を示すとともに，その機構を明らかにすることを目的とする。

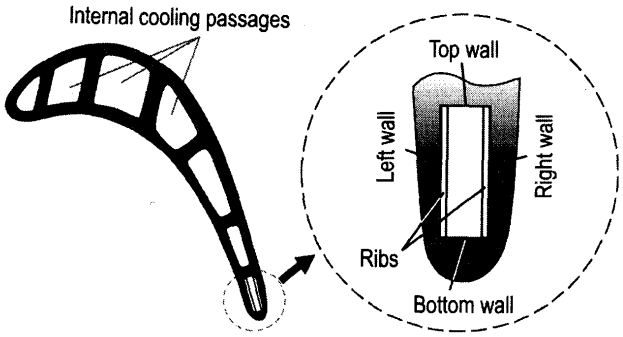


図1　タービン翼後縁部の内部冷却流路概念図。

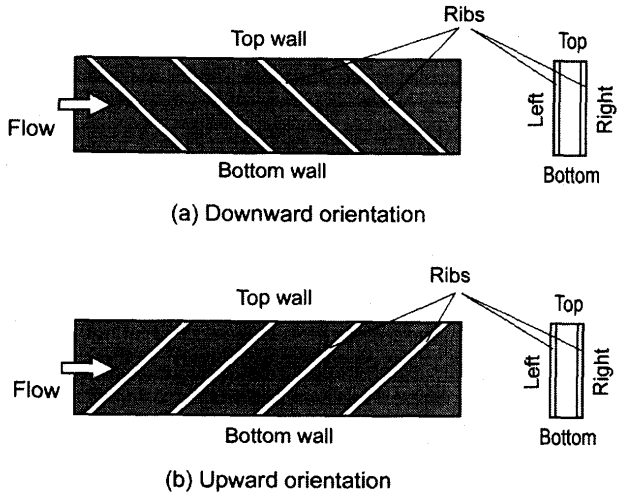


図2　Bottom wallの冷却に効果的なリブ配列は(a)あるいは(b)のいずれか？

2．実験装置および実験方法

2・1　熱伝達実験装置

図3に示されるように，熱伝達実験に用いたテストセクションは，断面形状が縦 $a=30$ mm，横 $b=15$ mm の矩形（したがって，等価直径は $d_e=20$ mm）で，長さが $L=210$ mm のベークライト製流路である。内壁全面には導電性プラスチック膜（厚さ 200 μm）が貼られ，これに通電することにより伝熱面熱流束一様の条件を得ている。導電性プラスチック膜は，発熱部である導電層（厚さ 20 μm）とプラスチック基板層（180 μm）とからなり，導電層側，即ち発熱側が空気流に接している。この導電性プラスチック膜の裏面に熱電対（径 50 μm）が耐熱性接着剤により取り付けられている。膜の厚さは 200 μm と薄く，またテストセクションは保温されているため，外部へ逃げる熱流束(即ち，膜をよぎる熱流束)は小さいゆえ，膜の表裏の温度差も極めて小さい。本実験範囲内で，この温度差はおよそ 0.01℃ 程度である。リブは，ベークライト製で，その断面は一辺の長さが $e=3$ mm の正方形であり，流れ方向の取り付けピッチ $p=30$ mm で流路の左・右壁面に互いに対称な位置に設置されている。本研究では，リブの取り付け角度が 90° と 60° の場合を取り上げた。60° の場合，リブの傾斜方向は，図3に示されるように upward orientation（図2参照）とした。

ターボブロワーより送られる空気は，層流型流量計で流量が計測された後にハニカム整流部を通り，さらに長さ 660 mm の助走区間を経てテストセクションに流入する。テストセクション入り口空気温度 $T_{b,1}$ は素線径 0.3 mm の熱電対により，また，出口空気混合平均温度 $T_{b,2}$ はテストセクション出口に設けられた混合部の下流に設置された12点の熱電対により求められる。流路4壁面（Top, Bottom, Left および Right）の局所壁面温度 T_w の分布は，総計458個の熱電対（素線径 50 μm）を用い

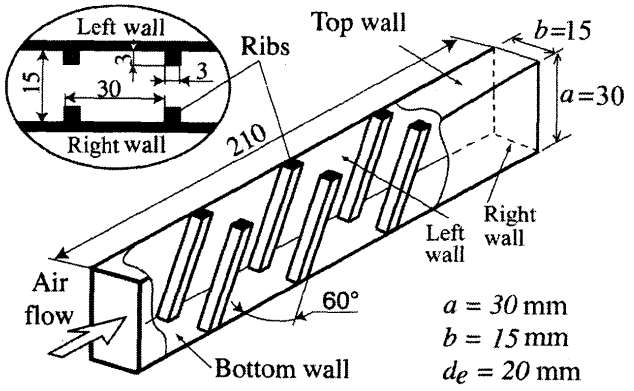


図3　熱伝達実験用テストセクション。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/09.

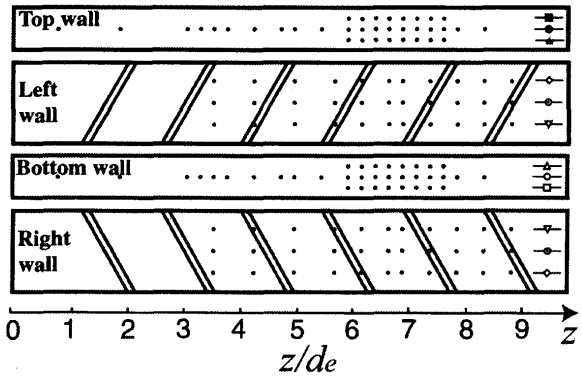


図4　伝熱面温度測定用熱電対取り付け位置。

て計測される。これら熱電対取付け位置を図4に示す。

流路壁面からの熱流束 $\dot{q}$ は，空気の質量流量 $\dot{m}$，比熱 c_p，全伝熱面積 A_{all} を用いて，次式により算出した。

$$\dot{q} = \dot{m}c_p(T_{b,2}-T_{b,1})/A_{all} \tag{1}$$

本実験では，壁面熱流束が一様ゆえ，軸方向位置 z における流体混合平均温度 T_b は，z とともに直線的に上昇する。したがって，T_b は次式により求められる。

$$T_b = T_{b,1}+(z/L)(T_{b,2}-T_{b,1}) \tag{2}$$

ここで，L はテストセクション全長である。以上の諸量と局所壁面温度 T_w から局所熱伝達率 α を次式により算出した。

$$\alpha = \dot{q}/(T_w-T_b) \tag{3}$$

ある大きさの伝熱面面積 A の平均熱伝達率 α_m は，平均温度差

$$\Delta T_m = \int_A (T_w-T_b)dA/A \tag{4}$$

を用いて

$$\alpha_m = \dot{q}/\Delta T_m \tag{5}$$

より求めた。局所および平均ヌセルト数はそれぞれ次のように定義した。

$$Nu = \alpha d_e/k,\ Nu_m = \alpha_m d_e/k \tag{6}$$

d_e および k はそれぞれ流路の等価直径および空気の熱伝導率である。熱伝達実験は，レイノルズ数 $Re=15000$ について行われた。ここで，

$$Re = u_m d_e/\nu \tag{7}$$

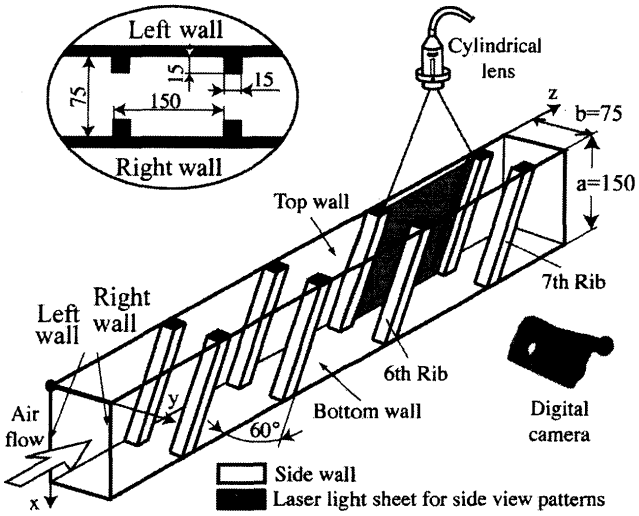


図5　流れの可視化用テストセクション。

で，u_m および ν は，それぞれ，流路断面平均流速および空気の動粘性係数である。なお，等価直径および流路断面平均空気流速としては，リブが無い場合の値を用いている。

2・2　可視化実験装置

可視化実験には，アクリル樹脂板で作られた，縦 $a=150$ mm，横 $b=75$ mm，長さ6mの水路を用い，テストセクション（図5）は水路入り口より5m下流に設置された。リブは正方形断面形状（15 mm×15 mm）を持つ透明なアクリル樹脂製で，テストセクションの左右側壁に流れ方向に7段設けられている。（図5には，そのうちの下流側4段分が示されている。）可視化用テストセクションは，伝熱実験のそれと幾何学的に相似で，諸要素（a，b，e，d_e，および p）の寸法はすべて熱伝達実験用テストセクションの5倍である。流れの観察には，平均粒径が約70 μmの粒子（イオン交換樹脂用高分子）を水中に混入してトレーサーとし，水に $NaSO_4$ を加えて，水とトレーサーの比重を一致させた。アルゴンレーザーライトシートを照明に用い，上流から5番目と7番目のリブの間（流れが十分に発達）に対して，水平断面および垂直断面内の流れを可視化し写真撮影を行った。撮影時のシャッター速度は0.5秒に固定した。実験は，レイノルズ数 $Re=u_m d_e/\nu=20000$ に対して実施した。ここで，u_m は流路断面平均流速，d_e は流路の等価直径（=100 mm）である。

3．実験結果および考察

図6にTopおよびBottom wall面の局所ヌセルト数分布の計測結果を示す。横軸は流路軸方向の無次元距離 z/d_e であり，縦軸は，局所ヌセルト数 Nu を流れ場・温度場ともに十分発達した円管内乱流熱伝達のヌセルト数[3] $Nu=0.022Re^{0.8}Pr^{0.5}$ で規格化した値である。図中には，参考までに，リブを取り付けない（平滑流路）場合の結果も示されている。その場合にはTopおよびBot-

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

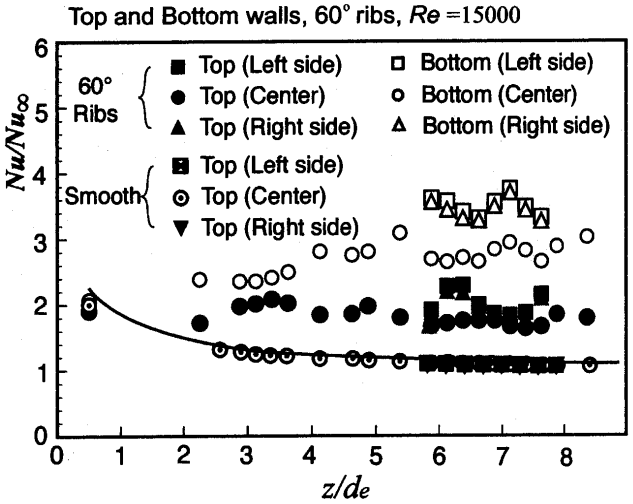


図6　Top および Bottom wall 面の局所ヌセルト数分布測定結果。

tom の熱伝達にほとんど差が無いためここでは Top wall の結果のみを示してある。さらに，従来より知られている円管内乱流熱伝達の経験式[14]が示す関係を実線で示している。Top および Bottom wall 面のいずれにおいても，Nu は，$z/d_e=0$ から 5.4 までは流路幅方向の中央位置のみにおいて測定されているが，$z/d_e=5.9$ から 7.6 の間では幅方向 3 点について測定されている。この図より以下のことがわかる。

(1) 平滑流路の場合の測定結果は，従来の経験式と良く一致している。このことは，本研究における計測が正しく行われていることを示す。

リブ付き流路の場合には，

(2) Top wall 面および Bottom wall 面の流路中央（Center）の Nu（それぞれ●および○）は，テストセクション入り口では，ほぼ同じ値を示すが z/d_e の増加に伴い Top wall 面の Nu（●）は減少し，Bottom wall 面（○）の Nu は増加する。

(3) しかし，それらは，z/d_e がおよそ 5.5 以上になるとそれぞれある一定の値のまわりを周期的に変動するようになる。すなわち，熱伝達は十分に発達した領域に達しているとみなすことができる。変動の周期はリブ取り付けピッチと一致している。

(4) $z/d_e=5.9-7.6$ に示されている，流路中心線の両側（Left および Right）についても，Bottom wall 面（□および△）の Nu の方が，Top wall 面の（■および▲）の Nu よりも高い。

(5) Top wall 面および Bottom wall 面のいずれにおいても，中央（Center）よりも両側（Left side および Right side）の Nu の方が高い値を示す。

本研究で扱っているようなリブ付き流路において，リブが付いていない面の熱伝達率までも詳細に測定している例としては，著者らの知る限りでは他に Chandra らの論文[6]があるくらいである。しかし，ナフタリン昇華法による彼等の測定結果にはばらつきが大きく，Top wall 面および Bottom wall 面の伝熱特性について何ら明確な結論を導くに足る結果は得られておらず，したがって彼等は，Top wall 面および Bottom wall 面の伝熱特性の比較には全く触れていない。多数の熱電対による詳細で確度の高い熱伝達率分布計測を通じて，リブ付き流路に現れる上述の伝熱特性を明らかにしたのは本研究が始めてであると思われる。

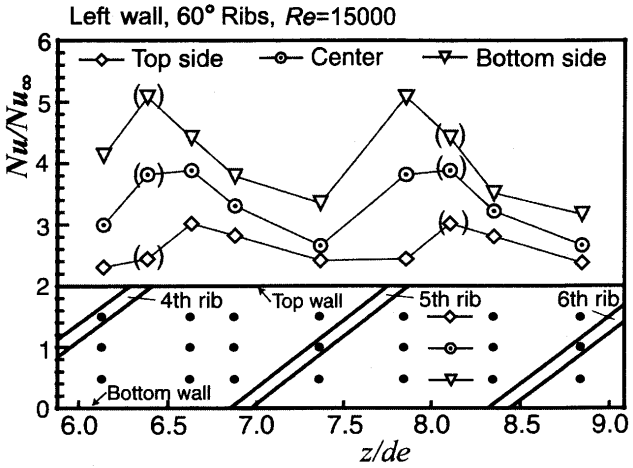


図7　Left wall 面の局所ヌセルト数分布測定結果。

図7に，4番目と6番目リブ間の Left wall 面における Nu 分布測定結果を示す。（現象の対称性から，Left および Right wall 面の結果は互いにほとんど同じであったためここでは Left wall 面の結果のみを示す。）先の図6からもわかるように，z/d_e がおよそ 5.5 以上では，熱伝達は十分に発達しているとみなせるゆえ，4番目リブと5番目リブの間，および5番目リブと6番目リブの間の熱伝達特性はほぼ同じであると考えられる。それゆえ，それぞれの区間において，熱電対が取り付けられていない点については，他の区間での測定結果を代用している。図中（　）で囲まれたデータ点は，そのようにしてプロットされたものである。この図より，次の事柄がわかる。

(1) Nu は，流路幅方向の位置によらず，流れ方向に周期的に変化する。

(2) Nu は，流路幅方向に，Top 側から Bottom 側に向かって大きく（最大で2倍以上）上昇する。

図8に，Top, Bottom, Left および Right の各壁面ごとの平均ヌセルト数 Nu_m を示す。図には，流れに直角に取り付けられた 90° リブの場合の測定結果も併記してある。この図より，以下のことがわかる。

(1) 60° リブおよび 90° リブのいずれの場合にも，リブ取り付け面（Left および Right wall 面）の Nu_m が4壁面中で最大になる。

(2) 60° リブは，Top wall 面を除く他の3壁面において，90° リブよりも高い Nu_m を与える。

(3) 90° リブの場合には，現象の対称性から Top wall

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

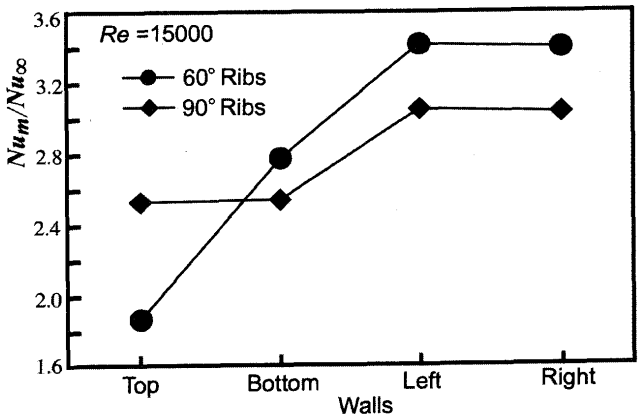


図8　壁面平均ヌセルト数についての4壁面の比較。

面とBottom wall面のNu_mは同じであるが，60°リブの場合には，Bottom wall面のNu_mの方がTop wall面のそれよりも約50%高くなる。

上記(3)は，翼後縁部の内部冷却流路には望ましい特性である。多くの場合，対向する二つの短辺のうち，一方の面（翼後端部に対応する内部壁面）の熱伝達は促進したいが，他方の面の熱伝達率を向上させる必要は無いからである。

以上，熱伝達に関する実験結果から，傾斜リブは，リブ取り付け面のみならず，他の2面(BottomおよびTop wall面の熱伝達率にも大きな影響を及ぼすことが明らかにされるとともに，緒論において提示された疑問「図2において，(a)あるいは(b)のいずれのリブ配列が，Bottom wall面の冷却に有効か？」についても明快な答えが示された。正答は，(b)である。次に，上述の現象が現れる機構について，流れの可視化結果に基づき考察することとする。

図9(a)および(b)は，LeftおよびRight wall面に平行な断面内の流れを可視化した結果で，それぞれ，Left wall面のごく近傍（$y/b=0.06$，注：$e/b=0.2$）および中央断面($y/b=0.5$)の流れを示す。まず，図9(a)から，Left wall面近傍では，リブの背後に剥離域が形成され，またリブの直前には，リブに沿ってBottomからTopに向かう流れが生じていることがわかる。一方，図9(b)からは，流路中央断面では，Top側からBottom側へ向かう流れが生じていることがわかる。これらの観察結果から，流路軸に直角な断面内には，LeftおよびRight wall面に沿ってBottomからTopへ，また流路中央部でTopからBottomへ向かう一対の二次流れが生じていることが容易に理解される（図11の左図参照）。リブが取り付けられている，LeftおよびRight wall面において，90°リブよりも60°傾斜リブの方が優れた伝熱性能を示す(図8参照）のは，図9(a)に観られるように，また図11に模式的に示されるように，傾斜リブの場合には，リブによる剥離・再付着の効果のみならず，再付着後のリブに沿う流れに，二次流れにより流路中央部から運動量が

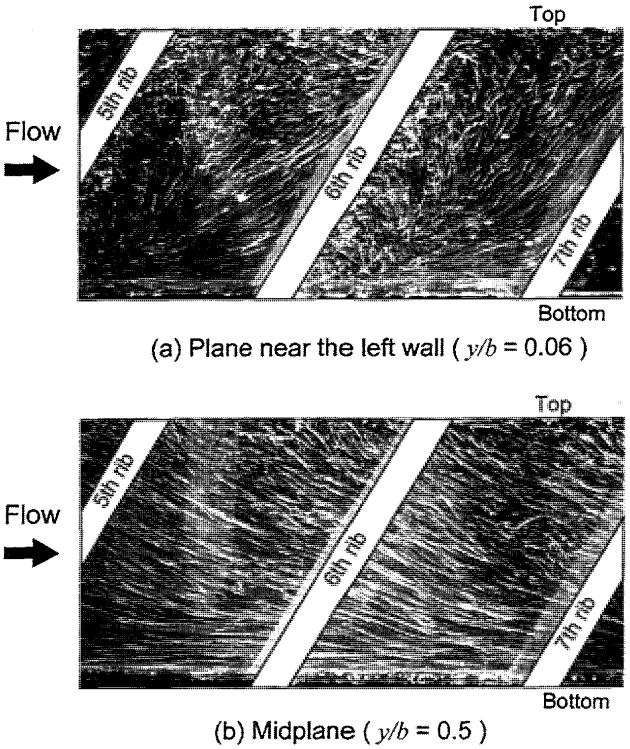


図9　LeftおよびRight壁面に平行な断面内の流れ，Re＝20000。

大きくかつ低温の流体が供給されるためである。また，リブ取り付け面のNuがBottom側からTop側に向かって低下する（図7）のは，壁面上の流れが，リブに誘起されてBottom側からTop側に向かうため，その方向に温度境界層が発達するからである。また，テストセクション入り口ではほぼ同じ値を示す4壁面のNuがz/d_eの増加に伴い，Top wall面のNuは減少し，Bottom wall面のNuは増加するが，最終的にはいずれも一定の値のまわりを周期的に変動するようになる（図6）のは，二次流れが流路入り口から次第に発達する過程に対応している。

図10(a)，(b)および(c)は，TopおよびBottom wall面に平行な断面内の流れを可視化した結果であり，それぞれ，Top wall面に近い面（$x/a=0.07$，注：$e/a=0.1$），中央断面（$x/a=0.5$）およびBottom wall面に近い面（$x/a=0.93$）の流動状況を示す。これらの図より，流速の流路軸方向成分は，Top wall面上では比較的弱いが，Bottom wall面に近づくにつれて強くなり，Bottom wall面上ではかなりしっかりした強い軸方向流れが形成されていることがわかる。これは，リブにより誘起される二次流れが流路中央部の軸方向流速の大きな流体をBottom wall面に向かって運搬するためであると考えられる。

最も運動量が大きくまた最も冷たい流体は常に流路中央部に存在する。二次流れにより，そこから直接運ばれてBottom wall面に衝突する流体は，リブに沿ってRightあるいはLeft wall面上を流れた後にTop wall面

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

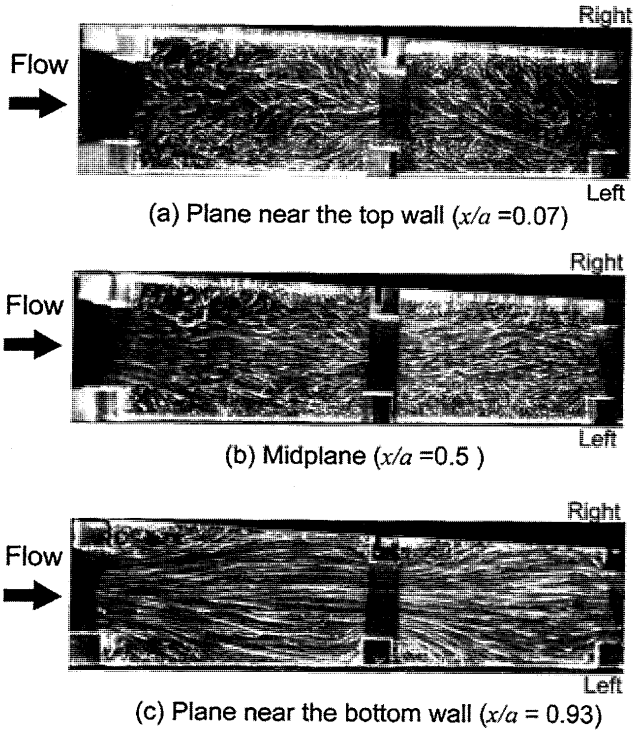


図 10　Top および Bottom wall 面に平行な断面内の流れ，Re＝20000。

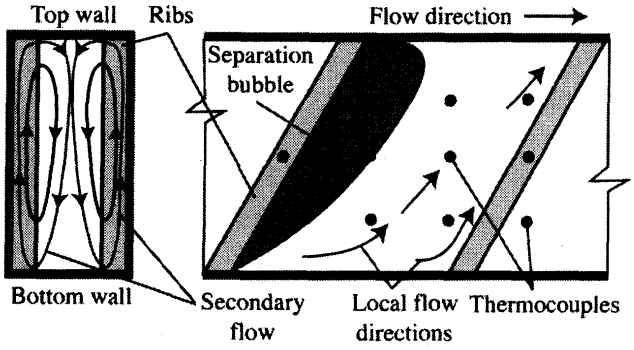


図 11　リブにより誘起される二次流れと剥離・再付着流れの模式図

に衝突する流体に比べると，より大きな運動量を有しかつより低温である。それゆえ，Bottom wall 面の熱伝達率は Top wall 面に比べ優れたものになる。先に示した，60° リブ付き流路の熱伝達率測定結果（図 8）において，Bottom wall 面の熱伝達率が，Top wall 面に比べ約 50% も高くなる現象はこの二次流れ機構がもたらすものである。

4．結論

タービン翼後縁部の内部冷却流路への応用を念頭において，アスペクト比 1：2 の長方形断面流路の二つの長辺側に，流れに対して角度 60° で取り付けたリブを例に取り，二次流れ誘起素子としてのリブの伝熱促進効果とその機構について実験的研究を行った。その結果，以下のことが明らかになった。

(1)　傾斜リブは，流れの剥離・再付着の他に，二次流れを誘起し，それが各壁面の熱伝達性能に大きな影響を及ぼす。二次流れの存在によりリブ取り付け面の熱伝達率は直角（90°）リブよりも高い値を示す。

(2)　二次流れの旋回方向は，相対向する二つの短辺側の熱伝達率に大きな差異をもたらす。リブに沿う流れが衝突する側の熱伝達率は低く，流路中央部からの流れがぶつかる側の熱伝達率は高い。

(3)　翼後縁部冷却流路の翼端側の面（図 1 の Bottom wall）の熱伝達性能を向上させるためには，傾斜リブを図 2 の(a)ではなく，(b)に示されるように配置すべきである。

参考文献

(1)　Han, J. C., Chandra, P. R. and Lau, S. C., ASME Journal of Heat Transfer, Vol. 110, No. 1 (1988), pp. 91－98
(2)　Taslim, M. E., Rahman, A. and Spring, S. D., ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 113 (1991), pp. 74－82
(3)　Abuaf, N. and Kercher, D. M., ASME J. of Turbomachinery, Vol. 116 (1994), pp. 169－177
(4)　Taslim, M. E. and Spring, S. D., AIAA J. of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 8, No. 3 (1994), pp. 555－562
(5)　Han, J. C., Park, J. S. and Lei, C. K., ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Powers, Vol. 107 (1985), pp. 628－635
(6)　Chandra, P. R., Han, J. C. and Lau, S. C., ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 110 (1988), pp. 233－241
(7)　Han, J. C., Ou, S., Park, J. S. and Lei, C. K., International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 32, No. 9 (1989), pp. 1619－1630
(8)　Taslim, M. E., Bondi, L. A. and Kercher, D. M., ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 113 (1991), pp. 346－353
(9)　安斉俊一・他 3 名，日本ガスタービン学会誌，19－75（1991），pp. 65－73
(10)　Kawaike, K. et al., Proc. of 1995 Yokohama International Gas Turbine Congress, Yokohama, October, Vol. II (1995), pp. 247－256
(11)　望月貞成・他 3 名機論 64－617，B (1998)
(12)　Webb, R. L., Principles of Enhanced Heat Transfer, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1994
(13)　Kays, W. M. and Crawford, M. E., Convective Heat and Mass Transfer (2 nd ed.) (1980), 243, McGraw-Hill
(14)　日本機械学会編，伝熱工学資料（改訂第 4 版）(1986)，57，日本機械学会

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/08.

名古屋工業技術研究所における超耐熱性高強度セラミックスの研究開発

桑原 好孝*1
KUWAHARA Yoshitaka

1．はじめに

1988年に開始されたセラミックガスタービン（CGT）の研究開発は1999年3月末をもって，11年間にわたるそのプロジェクトを終了した。このCGTプロジェクトの詳細は既に本誌にも紹介されているので，ここでは詳しく述べないが，何れにしてもこのプロジェクトの目標は次に述べるところにある。即ち，冷却翼構造がとりにくい小型のガスタービンを対象として，動翼・静翼並びに静止部品に多くの耐熱性高強度セラミックス（窒化ケイ素セラミックス）を適用し，無冷却でタービンの作動温度を高めることによってエンジン効率を大きく向上させる。開発目標値としては，タービン入口温度：1350℃，熱効率：42%，軸出力：300 kWというものである。

結論からいえば，セラミックスメーカ側とエンジンシステム側との協調を基に幾多の技術的な課題を克服して，上記の開発目標値を達成し，プロジェクト終了時での有識者による外部評価において高い評価が下された。このプロジェクトに参加された関係各位の不断の努力に敬意を表する次第である。名古屋工業技術研究所もこのプロジェクトに参画し，セラミックス機械的特性評価技術の研究とプロジェクトでの開発部材の評価に関わるテーマを担当したが，高い評価を受けたプロジェクトの一端を担わせて頂いたことに今では快い充実感を覚える。

2．名古屋工業技術研究所の沿革

当所は通商産業省工業技術院に所属する研究機関の一つである。昭和27年4月，当時の工業技術庁陶磁器試験所（本所：京都），同機械試験所名古屋支所，同東京工業試験所名古屋支所を統合し名古屋工業技術試験所として設立され，機械・金属・化学・原子力（放射線）・窯業・陶磁器といった広範な分野において，6研究部制の下，研究活動を展開してきた。その後，高度経済成長を経て安定経済成長期に至る我が国の工業技術の発展に伴い，産業界の技術開発のポテンシャルが格段に向上してきたこと等によって，国立の試験研究機関の役割もより先端的な研究分野へとシフトが求められるようになり，当所においてもファインセラミックスを中心テーマとして研究展開を推進するために，昭和55年にセラミックセンター構想を掲げた経緯もある。

時を経て，平成5年10月に当所は，セラミックスを含む材料科学・技術におけるナショナルセンターたるべく運営の方向を付け，所の名称を「試験所」から「研究所」に改め，研究組織もセラミックス基礎部・セラミックス応用部・構造プロセス部・材料プロセス部・化学部・融合材料部の6研究部体制へと推移してきている。

3．当所のミッション

名古屋を中核とする中部地域は，自動車等輸送機器産業を基盤として発展した地域であり，それを支える機械製造・加工産業と，これらの根幹を担う素材産業が配置され，また，これらを取り巻くように伝統的陶磁器産業が存在している，我が国有数の生産拠点である。そして当所は，このような中部地域にあって産業技術に関わる唯一存在する国立研究機関でもある。材料科学・技術におけるナショナルセンターを指向する当所は，その柱となる研究分野を無機系融合材料（材料の機能や仕様を複合し，スマート化やワイズ化を目指す）の創製と定め，「一見乱雑なメソスコピックな配置とそれから生じる現象を処理する新しい科学に基礎をおいたアプローチを採る」ことをその基本としている。

ここで改めて述べるまでもないのだが，科学技術の使命は我々人類の真の生活環境を向上させるところにあり，確かにその発展に伴って我々に豊かな物質文明をもたらしてきた。ただ，近年において技術に対する閉塞感が漂ってきていることも確かである。我々が享受したこの豊かな物質文明は，製品開発ならびに技術開発において大量生産による経済性を追求し，原料とエネルギーの限りある資源を大量に消費してきた。その結果としてかなり以前から，廃棄物処理の問題ならびに地球規模での各種の環境問題が派生的に生じたことは最早周知の事実である。生活環境の向上を使命とするはずの科学技術が，社会生活の利便性追求と地球環境保全との狭間に立ったのである。

このような社会的状況を踏まえ，当所はそのミッションを以下のように策定している。即ち，「単に性能や経済性のみならず，省エネルギー，環境保全，あるいは我々を取り巻く人間・社会とも十分協奏した多機能材料の創製技術，そして，それを普遍化する指導原理は何かという課題を無機系融合材料の中で追求すること」である。

原稿受付 1999年8月2日
＊1 名古屋工業技術研究所 構造プロセス部
〒462-8510 愛知県名古屋市北区平手町1-1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

4．超耐熱性構造用セラミックスの研究開発に関わっている研究室の紹介

当所における構造用セラミックスの研究展開の中核を担っている研究室はセラミックス基礎部構造セラミックス研究室である。セラミックスを信頼性に富む材料とするためには，過酷な環境下でも優れた特性を安定して発現すること，種々の特性がバランスよく備わっていること等が求められる。当研究室では，セラミックスの構造要素を複数の階層にまたがって同時に制御する「高次構造制御」の概念に基づく技術を駆使して，相反する特性の調和や，導電性，応力関知機能等複数の機能付与のみならず，それらの間の相乗効果が期待できる材料（シナジーセラミックス）の開発に対して中核的な推進母体となっている。

このシナジーセラミックスプロジェクトは工業技術院の産業科学技術研究開発制度の下で行われているものである。生物や動物の世界では異種同士が互いに補完・共生している例を見ることができるが，シナジー（Synergy）とは元来これらの共生関係を意味する。従来の材料開発では特定の機能の高度化は可能としたが，このプロジェクトでは，例えば「強くてしなやかな材料」など，従来では困難であった相反する特性・機能の高度な共生や機能間の相乗効果（シナジー効果）を実現させるセラミックスの創製を目指している。このプロジェクトでは国内外の産官学連携の基に研究体が構成されており，集中型共同研究体として産官学の研究者が当所に結集し，基礎的・基盤的研究を進めている。

本プロジェクトは平成6年度に開始され，平成10年度で第1期計画が終了し，本年度から第2期計画に移行してきている。第1期においては，高強度・高靭性に高熱伝導性を付与した窒化ケイ素セラミックス，ナノオーダーの一次元貫通機構を有する多孔質膜，有機成分の導入による可撓性セラミックス等の開発に成功している。そして，これらの成果はプロジェクトの中間外部評価を受けて第2期に移行したものである。第2期の研究開発では，エネルギー・環境分野への波及効果が特に期待される材料開発とそれに不可欠な材料設計技術に対象を絞り込み，研究開発体制を高温エネルギー材料技術，超精密材料技術，高機能能動材料技術，先端評価・設計技術の4グループに体制を整えている。

当所で構造用セラミックスの研究を推進している研究室としてはそれ以外に，構造プロセス部の超変形機能研究室と同部構造評価研究室がある。硬くて脆いセラミックスでも，ある圧力・温度の下ではあたかもチューインガムのように伸びる現象を呈することを，当所が世界に先駆けて発見したのは凡そ15年前のことである。これをセラミックス超塑性と呼称し，それ以降このセラミックス超塑性は材料科学あるいは新たなセラミックス加工技術の分野に一つのブームを巻き起こした。超変形機能研究室は平成5年の当所の機構再編の際に，この流れの中で誕生した新たな研究室である。研究室発足当初はこのセラミックス超塑性が幅広い材料系（組成）で，あるいは各種の微構造組織の下でも発現することを実証してきた。そして最近では，超塑性発現時に針状の焼結粒子を配向させながら塑性加工を行う新たな加工技術を視野に入れて研究を進めている。これは組織制御技術による機能高度化と加工技術の同時操作であり，省エネルギー加工プロセスへの展開としても期待されている。また，構造評価研究室では材料の組成・微構造と変形力学及び非線形破壊力学との関係の明確化を研究対象としている。ここでは構造用セラミックスの実用化を図るために加工損傷と強度との関係の定式化を進めると共に，セラミックスの信頼性保障（寿命予測，破壊予測）に対して重要因子となる破壊靭性の解析に重点を置いた研究を進めている。具体的には電子顕微鏡による破壊の直接観察や現象のモデル化とその結果に基づく高靭化現象や破壊様式の数値解析などを通して，必要とする破壊靭性や破壊様式を実現するための材料構造制御の指針を得ようとするものである。以上のように，これらの研究室は材料科学と変形力学の融合による構造材料設計を目指している。なお，両研究室は先に紹介した構造セラミックス研究室と一体となり，シナジーセラミックスプロジェクトの中でも研究展開を推進している。

5．おわりに

冒頭に述べたCGT技術開発プロジェクトは耐熱性構造用セラミックスの実用化に向けた唯一のナショナルプロジェクトであった。このプロジェクトが発足した当初，設定した開発目標値を達成するセラミックスが製造ができるのであろうか，また，例え製造できたとしても果たしてセラミックスを組み込んだガスタービンは運転可能であろうか，といった危惧に包まれていたとのことである。確かにエンジンシステムとして組み上げるためには，ただ単にテストピースでの材料強度が目標を満たしたとしても，ガスタービンの部品としての形状精度ならびに空力的に要求される表面平滑性に対する要求もあり，さらに高温下で金属と共存使用されるために金属とセラミックスの界面の挙動といった未踏領域の課題も予想されたであろう。しかし，本プロジェクトを通してセラミックス部品の製造技術ならびにそれを用いるガスタービン設計技術は大いに進展し，結果的に1350℃において30時間以上の運転が行われ，熱効率42.1%が得られるという，文字通り世界最高の成果を収めた。この成果は，広く我が国の構造用セラミックス製造技術の技術レベルの高さを実証したことにもなり，その波及効果は大きいものと確信するものである。

今までの構造用セラミックスの材料開発は日進月歩の状況にあった。これは換言すると，材料としての信頼性・寿命保証に関わる実験データの蓄積が少ないことを意味することでもあり，機械システムの設計者側に設計指針

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

を示すことができないことを意味することでもある。超耐熱性構造用セラミックスの研究開発においては，実使用環境下での各種の機械的特性評価に関わるデータの蓄積を図ることが，今後において重要であろう。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

1999年第44回ASME国際ガスタービン会議

1. 全　　般

井上　雅弘[*1]
INOUE Masahiro

1999年ASME国際ガスタービン会議（The 44th ASME Gas Turbine and Aeroengine Technical Congress, Exposition and Users Symposium）は6月7日から10日まで米国インディアナ州の州都インディアナポリスのインディアナコンベンションセンターで行われた。会場は，空港から車で十数分，市中心部にある州会議事堂の正面に位置し，2，3ブロック内の歩いて行けるところにRCAドーム，鉄道駅，ホテル，ショッピングセンター，レストラン，公園，野球場が，いかにもアメリカらしい街並みを形作っている便利のよいところであった。観光地でない都市での大会はいつも参加者が少ないが，それでも聞くところによると約5000名の参加者があったという。

大会の初っ端にあるKey Note Sessionの今回のトピックスは，After Market Servicesであった。最初に登壇したG E Energy Serviceの社長兼GE社の副社長Ricardo Artigas氏は，世界的なエネルギー産業の変革に対応して技術サービスへの投資が急増していること，及びそれに対応するGE社の戦略を熱っぽく語った。とくに，動力プラントのOn-site Monitorに直接リンクしてCustomerに常時サービスを行うMonitoring & Diagonosis CenterのRemote M & D System，6シグマを目標とする品質保証，将来130億ドルのマーケットが予想される45 KW～200 KW級のマイクロガスタービンへの対応等々の話は，マーケットに全く縁のない筆者にも興味が持てると同時に，GE社の凄まじい世界戦略に戦慄すら覚える内容であった。ついで登壇したTrans Canada Pipeline社の副社長Jhon Walker氏は，“Follow Through for Customer”と題し，天然ガスを供給するパイプラインシステム（Alberta System，ANG System，Canadian Mainline）における顧客サービスについて漫画を用いて分かりやすく説明した。しかし，討論時間における質問は専らArtigas氏に集中した。

引き続いて，1999 IGTI Scholar Award受賞のJhon. J. Adamczyk氏（NASA Glenn Research Center）が“Aerodynamic Analysis of Multistage Turbomachinery Flows in Support of Aerodynamic Design”と題して多段軸流機械の設計における非定常項の考慮の必要性について講演したが，父親の晴れ舞台を家族が聴講し講演後紹介されるという心温まる光景も見られた。

午後（7日）から4日間にわたり，Technical CongressとUsers Symposiumが開催された。Technical CongressはPaper Session 97，Pannel Session 7，Tutorial Session 1の計104 Sessionsで，ここ数年では最も少なく，Paper数も451で前年に比べて24%も減少した。特に例年最も多いTurbomachinery Commitee企画の論文数が70編と前年の半数以下になり，ここ数年来順調に増え続けて前年30編に達したCycle Innovations（以下，Commitee企画を略す）も17編と減少したのが目立った。また，数年前まで30～40編のManufacturing Materials & Metallurgyも12編に激減したが，このCommiteeは，後述のUser Symposiumに4 Sessionsを企画，3 Sessionsをサポートしており，ユーザー対策に力を入れているようである。最多数の論文を集めたCommiteeはHeat Transferの97で前年と同数であったが，18 Sessionsのうち1/3はTurbomachinery Commiteeとの共催Sessionであり，フィルムクーリング，翼内部冷却，境界層遷移などのテーマに関してCommitee間の密接な協力関係が窺われた。また，Combusion & Fuelsは前年比28%増の68編，Structures & Dynamicsも微増の58編と健闘した。そのほか，Controls & Diagnostics 26編，Ceramics 21編，Electric Utilities & Cogeneration 18編，Coal, Biomass & Alternative Fuels 17編，Aircraft Engine 11編，Industrial & Cogeneration 10編，Marine 9編，Vehicular and Small Turbomachines 7編，Pipelines & ApplicationsとEducationが各5編であった。なお，上記の数字を分野別論文の概数と見るのはかまわないが，これはあくまでCommitee企画の論文数であり，論文検索される方は，関心ある論文が他のCommitee企画のSessionに含まれていることもあるので，プログラムを注意深く見ることをお勧めしたい。

数年前から始まったUsers Symposiumは大会にしっかり定着したようである。筆者はUsers Symposiumを覗く時間は持てなかったが，プログラムによると，総Ses-

原稿受付　1999年6月30日
＊1　九州大学大学院 工学研究科 機械科学専攻
〒812-8581 福岡県福岡市東区箱崎6-10-1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

sion数29のうち14がCommitteesによる企画，15が特別企画であり，内容別に分けると，運転・保守関係14，ビジネス関係10，設備改善関係3，環境関係2である。今回はPaper Sessionは無く，総勢120人近くのパネラーやインストラクターにより，Panel/Discussion，Case Study，Tutorial Sessionなどの諸形式で実施されている。前回（ストックホルム）に比べ，ビジネス関係が増え，環境関係が減ったのはヨーロッパ開催とアメリカ開催の差であろうか。29 Sessionsの各タイトルを列挙すると内容を理解いただけると思うが，紙数の都合で割愛せざるを得ない。例えば，Managing Technology Risk in New & Refurbished Products（特別企画）のようにUserのためのSessionのみでなく，Active Tip Clearance Control in Industrial & Aero Gas Turbine（Control & Diagnostics Committee企画）のようにUserの要求を技術者・研究者にフィードバックする試みもあり興味深い。今後の見聞記ではUsers Symposiumの紹介欄を是非設けていただけるよう編集委員会にお願いしたい。

Expositionは，200を超える会社が参加して201のブースで初日の10時30分から開始されたが，最終日早々に片づけが始まった。その概要については別記があるので省略する。

2．航空用ガスタービン

池山　正隆[*1]
IKEYAMA Masataka

キーワード：数値計算，NPSS，SBJ，超音速ビジネスジェット機

今年のガスタービン会議のテーマは「After Market Service」ということで，昨年から新設されたUser's Sessionの数も増加し，使用者からの意見を吸い上げようという姿勢が強く打ち出されていた。航空用ガスタービンに関しても，合衆国空軍の運用状況に関するセッションが予定されていたが，直前にキャンセルされてしまい残念であった。航空エンジン委員会主催のセッションは，他の委員会との共催も含めて12セッション，54講演であり，昨年の11セッション，52講演とほぼ同じである。しかし，割合では，全体のセッション数，講演数が減少したために，セッション数で9％（昨年6％），講演数で9％（昨年7％）と増加した。セッションの内容としては，ジェットエンジン全体のシミュレーションに関するものが2つ，歴史に関するものが2つ，試験設備及び試験技術，超音速旅客機用ジェットエンジン，市場，モニタリングシステム，製造，ブレードとディスクの連成振動がそれぞれ1つずつであった。

また，日本からの発表27件のうち航空エンジンに関係するものは，酸化物分散強化型合金製タービン静翼に関するもの1件のみとなってしまった。

航空用ガスタービン関連セッションは同時刻に2つ並行して開催されるようなことも有り，ここでは筆者が出席したセッションについてのみ報告する。

例年，各賞の受賞者の記念講演やジェットエンジンの歴史を振り返る内容の航空エンジン委員会主催のテーマセッションでは，予定されていたOhain（昨年の3月に他界。ドイツのジェットエンジン考案者）の業績および黎明期のジェットエンジンに関する講演（GT－228）の他に，昨年の航空エンジン技術賞を受賞したNASAのPovinelli氏自身が過去に行なってきた研究開発を紹介する講演と，ジェットエンジンの搭載位置の移り変わりをDaytonの空軍博物館に展示されている航空機の写真を使って解説した講演とが追加された。また，ジェットエンジンの歴史に関するセッションでは，ジェネラルエレクトリック，ロールスロイス・アリソン，アライドシグナル，ウィリアムスといった在米ジェットエンジンメーカの設立から今日までの歴史と将来の目標について，副社長や技師長クラスが紹介した。今年は米国での開催ということで在米企業に講演をお願いしたが，来年は欧州開催なので，在欧企業に依頼するとのこと。

今回の航空エンジン関係のセッションの中で最も興味深かったのは，NASAが開発中のNPSS（Numerical Propulsion System Simulation）に関するセッションであった。NPSSとは，航空産業関連各社，研究機関および大学が所有するコンピュータを10,000台規模でネットワーク化し，共通のモデルを使用して空力，伝熱，構造等について相互作用も考慮しながら並列処理で解析しようというもの。2007年までにはジェットエンジン全体を3次元モデルで非定常な計算までできるようにする計画。ジェットエンジン開発時の試験費用や試験期間の削減に役立てようとするもので，現在までに，個々の要素を解析するプログラムはいくつか開発されている。今後，

原稿受付　1999年7月7日
＊1　石川島播磨重工業㈱ 航空宇宙事業本部
防衛エンジン事業部 第2技術部
〒188-8555 田無市向台町3-5-1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

sion数29のうち14がCommitteesによる企画，15が特別企画であり，内容別に分けると，運転・保守関係14，ビジネス関係10，設備改善関係3，環境関係2である。今回はPaper Sessionは無く，総勢120人近くのパネラーやインストラクターにより，Panel/Discussion，Case Study，Tutorial Sessionなどの諸形式で実施されている。前回（ストックホルム）に比べ，ビジネス関係が増え，環境関係が減ったのはヨーロッパ開催とアメリカ開催の差であろうか。29 Sessionsの各タイトルを列挙すると内容を理解いただけると思うが，紙数の都合で割愛せざるを得ない。例えば，Managing Technology Risk in New & Refurbished Products（特別企画）のようにUserのためのSessionのみでなく，Active Tip Clearance Control in Industrial & Aero Gas Turbine（Control & Diagnostics Committee企画）のようにUserの要求を技術者・研究者にフィードバックする試みもあり興味深い。今後の見聞記ではUsers Symposiumの紹介欄を是非設けていただけるよう編集委員会にお願いしたい。

Expositionは，200を超える会社が参加して201のブースで初日の10時30分から開始されたが，最終日早々に片づけが始まった。その概要については別記があるので省略する。

2．航空用ガスタービン

池山　正隆[*1]
IKEYAMA Masataka

キーワード：数値計算，NPSS，SBJ，超音速ビジネスジェット機

今年のガスタービン会議のテーマは「After Market Service」ということで，昨年から新設されたUser's Sessionの数も増加し，使用者からの意見を吸い上げようという姿勢が強く打ち出されていた。航空用ガスタービンに関しても，合衆国空軍の運用状況に関するセッションが予定されていたが，直前にキャンセルされてしまい残念であった。航空エンジン委員会主催のセッションは，他の委員会との共催も含めて12セッション，54講演であり，昨年の11セッション，52講演とほぼ同じである。しかし，割合では，全体のセッション数，講演数が減少したために，セッション数で9％（昨年6％），講演数で9％（昨年7％）と増加した。セッションの内容としては，ジェットエンジン全体のシミュレーションに関するものが2つ，歴史に関するものが2つ，試験設備及び試験技術，超音速旅客機用ジェットエンジン，市場，モニタリングシステム，製造，ブレードとディスクの連成振動がそれぞれ1つずつであった。

また，日本からの発表27件のうち航空エンジンに関係するものは，酸化物分散強化型合金製タービン静翼に関するもの1件のみとなってしまった。

航空用ガスタービン関連セッションは同時刻に2つ並行して開催されるようなことも有り，ここでは筆者が出席したセッションについてのみ報告する。

例年，各賞の受賞者の記念講演やジェットエンジンの歴史を振り返る内容の航空エンジン委員会主催のテーマセッションでは，予定されていたOhain（昨年の3月に他界。ドイツのジェットエンジン考案者）の業績および黎明期のジェットエンジンに関する講演（GT－228）の他に，昨年の航空エンジン技術賞を受賞したNASAのPovinelli氏自身が過去に行なってきた研究開発を紹介する講演と，ジェットエンジンの搭載位置の移り変わりをDaytonの空軍博物館に展示されている航空機の写真を使って解説した講演とが追加された。また，ジェットエンジンの歴史に関するセッションでは，ジェネラルエレクトリック，ロールスロイス・アリソン，アライドシグナル，ウィリアムスといった在米ジェットエンジンメーカの設立から今日までの歴史と将来の目標について，副社長や技師長クラスが紹介した。今年は米国での開催ということで在米企業に講演をお願いしたが，来年は欧州開催なので，在欧企業に依頼するとのこと。

今回の航空エンジン関係のセッションの中で最も興味深かったのは，NASAが開発中のNPSS（Numerical Propulsion System Simulation）に関するセッションであった。NPSSとは，航空産業関連各社，研究機関および大学が所有するコンピュータを10,000台規模でネットワーク化し，共通のモデルを使用して空力，伝熱，構造等について相互作用も考慮しながら並列処理で解析しようというもの。2007年までにはジェットエンジン全体を3次元モデルで非定常な計算までできるようにする計画。ジェットエンジン開発時の試験費用や試験期間の削減に役立てようとするもので，現在までに，個々の要素を解析するプログラムはいくつか開発されている。今後，

原稿受付　1999年7月7日
＊1　石川島播磨重工業㈱ 航空宇宙事業本部
防衛エンジン事業部 第2技術部
〒188-8555 田無市向台町3-5-1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

この様な計算をするための環境の整備や，プログラム間のインターフェースを調整し，データ交換ができるようにするためのソフトの開発，各計算プログラムに共通で使えるモデル作成ツールの開発を行なうとのこと。大型のスーパーコンピュータを使用して同様の計算をさせた場合に比較してコストは8％以下になる。今回は，NPSSの概念やその能力の紹介的な講演が中心だったためか論文が無く，今後の成果に期待したい。

超音速旅客機用ジェットエンジンに関しては，NASA，ボーイング，ロッキードマーチン，ジェネラルエレクトリック，ロールスロイス・アリソンのプロジェクト・マネージャクラスの人が，超音速ビジネスジェット機の開発やジェットエンジンの形式について講演。昨年公表されたロッキードマーチンが開発を計画している超音速ビジネスジェット機は，8席サイズ（といっても，SR－71より大きい）でマッハ1.6から2で飛ぶというもので，2009年就航予定。超音速旅客機実現の鍵は騒音，排気ガス，衝撃波であり，特に衝撃波の吸収方法が開発され，陸の上も飛ぶことができない限り超音速ビジネスジェット機の市場はない。騒音，排気ガスに関してはジェットエンジン側の能力によるところが大きいが，これは，現有技術で達成できる見込みがあるとのこと。ロールスロイス・アリソンは超音速旅客機用のジェットエンジンの形式について発表。以前から候補として上がっているミッド・タンデム・ファン，ミックスド・ノズル・エジェクタ，通常のターボファンエンジンの比較を示した。ビジネスジェット機用としては上記の内，在来のターボファンエンジンを改良したものと，軍用ジェットエンジンをベースにしたミックスド・ノズル・エジェクタの2つに候補を絞っていた。超音速ビジネスジェット機は，2009年の実用化を目指すにはまだまだ課題が多く，エンジンの形式も決まっていない状況であり，計画的にかなり厳しそう。

その他では，民間大型航空機用のジェットエンジンインテーク風洞試験装置に関する講演（GT－232）があり，なるべく大きな模型を使用して実機のレイノルズ数に近づけるとともに，迎え角も最大30°まで設定することを可能にし，緊急引き起こし時のジェットエンジンの挙動を確認できるとのことであった。また，民間航空機用2軸ターボファンエンジンのタービンを単段にした場合と2段にした場合とで，コスト，信頼性，燃料消費率，整備性を比較した研究（GT－001），使い捨て用エンジンのコストダウンのために，気化させた潤滑油を使用する方式をリグ試験およびエンジン試験で確認した研究（GT－028），25,000 mを飛行する高々度亜音速無人機用に，高度18,000 mが飛行限界であるジェットエンジンの前にブースタを装着して使用する研究（GT－106）も発表された。

3．産業用ガスタービン

圓島　信也[*1]
MARUSHIMA Shinya

本会議での産業用ガスタービンに関するセッション数を以下に示す。（括弧内は論文数，前年比），

・発電用およびコジェネ	：4（18,82%） ＋パネルセッション2
・産業用およびコジェネ	：3（10,100%）
・サイクルイノベーション	：4（17,57%）
・舶用	：3（9,53%）
・パイプライン	：2（5,42%）

合計18セッション，論文数59件である。国内（米国）の開催では参加者が減少する傾向にあるらしく，前年に比べてサイクル，舶用，パイプラインの件数が半減している。

発電用ガスタービンでは，高温ガスタービンの次世代コンバインド発電システムについて，例年同様に環境問題に絡んだ高効率化および低NOx化を主要テーマとしたパネルセッション（UTP 2）が注目を集めた。本セッションではガスタービン高温部の冷媒を主流ガス中に放出しない閉回路冷却型ガスタービンで，特に現在開発中である蒸気冷却ガスタービンが最大の関心である。参加メーカーはSiemens-Westinghous, ABB, GE，三菱重工の4社であった。三菱重工は蒸気冷却ガスタービン501Hの負荷試験結果を発表した。今回は第1段階として70％負荷，燃焼温度1200℃までの試験を実施した。更に改良を加えて2000年に100％負荷，燃焼温度1500℃の試験を予定している。Siemens-Westinghouseは米国ASTプロジェクトで開発中のW 501 ATSガスタービンについて発表した。W 501 ATSは第1段，2段静翼を閉回路蒸気冷却方式としているが，回転体である第1段，2段動翼には信頼性を重視し，空気を用いた閉回路冷却を採用していることが特徴である（GT－245）。GEは，現在開発中の蒸気冷却ガスタービンF 9 H／F 7 Hについては既に公表している内容にとどまったが，さらなる低NOx化を目指した触媒燃焼器の開発について発

原稿受付　1999年8月3日
＊1　㈱日立製作所 電力・電機開発研究所
〒312-0034 茨城県ひたちなか市堀口832-2

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

この様な計算をするための環境の整備や，プログラム間のインターフェースを調整し，データ交換ができるようにするためのソフトの開発，各計算プログラムに共通で使えるモデル作成ツールの開発を行なうとのこと。大型のスーパーコンピュータを使用して同様の計算をさせた場合に比較してコストは8％以下になる。今回は，NPSSの概念やその能力の紹介的な講演が中心だったためか論文が無く，今後の成果に期待したい。

超音速旅客機用ジェットエンジンに関しては，NASA，ボーイング，ロッキードマーチン，ジェネラルエレクトリック，ロールスロイス・アリソンのプロジェクト・マネージャクラスの人が，超音速ビジネスジェット機の開発やジェットエンジンの形式について講演。昨年公表されたロッキードマーチンが開発を計画している超音速ビジネスジェット機は，8席サイズ（といっても，SR－71より大きい）でマッハ1.6から2で飛ぶというもので，2009年就航予定。超音速旅客機実現の鍵は騒音，排気ガス，衝撃波であり，特に衝撃波の吸収方法が開発され，陸の上も飛ぶことができない限り超音速ビジネスジェット機の市場はない。騒音，排気ガスに関してはジェットエンジン側の能力によるところが大きいが，これは，現有技術で達成できる見込みがあるとのこと。ロールスロイス・アリソンは超音速旅客機用のジェットエンジンの形式について発表。以前から候補として上がっているミッド・タンデム・ファン，ミックスド・ノズル・エジェクタ，通常のターボファンエンジンの比較を示した。ビジネスジェット機用としては上記の内，在来のターボファンエンジンを改良したものと，軍用ジェットエンジンをベースにしたミックスド・ノズル・エジェクタの2つに候補を絞っていた。超音速ビジネスジェット機は，2009年の実用化を目指すにはまだまだ課題が多く，エンジンの形式も決まっていない状況であり，計画的にかなり厳しそう。

その他では，民間大型航空機用のジェットエンジンインテーク風洞試験装置に関する講演（GT－232）があり，なるべく大きな模型を使用して実機のレイノルズ数に近づけるとともに，迎え角も最大30°まで設定することを可能にし，緊急引き起こし時のジェットエンジンの挙動を確認できるとのことであった。また，民間航空機用2軸ターボファンエンジンのタービンを単段にした場合と2段にした場合とで，コスト，信頼性，燃料消費率，整備性を比較した研究（GT－001），使い捨て用エンジンのコストダウンのために，気化させた潤滑油を使用する方式をリグ試験およびエンジン試験で確認した研究（GT－028），25,000 mを飛行する高々度亜音速無人機用に，高度18,000 mが飛行限界であるジェットエンジンの前にブースタを装着して使用する研究（GT－106）も発表された。

3．産業用ガスタービン

圓島　信也[*1]
MARUSHIMA Shinya

本会議での産業用ガスタービンに関するセッション数を以下に示す。（括弧内は論文数，前年比），

・発電用およびコジェネ	：4（18,82%） ＋パネルセッション2
・産業用およびコジェネ	：3（10,100%）
・サイクルイノベーション	：4（17,57%）
・舶用	：3（9,53%）
・パイプライン	：2（5,42%）

合計18セッション，論文数59件である。国内（米国）の開催では参加者が減少する傾向にあるらしく，前年に比べてサイクル，舶用，パイプラインの件数が半減している。

発電用ガスタービンでは，高温ガスタービンの次世代コンバインド発電システムについて，例年同様に環境問題に絡んだ高効率化および低NOx化を主要テーマとしたパネルセッション（UTP 2）が注目を集めた。本セッションではガスタービン高温部の冷媒を主流ガス中に放出しない閉回路冷却型ガスタービンで，特に現在開発中である蒸気冷却ガスタービンが最大の関心である。参加メーカーはSiemens-Westinghous, ABB, GE，三菱重工の4社であった。三菱重工は蒸気冷却ガスタービン501Hの負荷試験結果を発表した。今回は第1段階として70％負荷，燃焼温度1200℃までの試験を実施した。更に改良を加えて2000年に100％負荷，燃焼温度1500℃の試験を予定している。Siemens-Westinghouseは米国ASTプロジェクトで開発中のW 501 ATSガスタービンについて発表した。W 501 ATSは第1段，2段静翼を閉回路蒸気冷却方式としているが，回転体である第1段，2段動翼には信頼性を重視し，空気を用いた閉回路冷却を採用していることが特徴である（GT－245）。GEは，現在開発中の蒸気冷却ガスタービンF 9 H／F 7 Hについては既に公表している内容にとどまったが，さらなる低NOx化を目指した触媒燃焼器の開発について発

原稿受付　1999年8月3日
＊1　㈱日立製作所 電力・電機開発研究所
〒312-0034 茨城県ひたちなか市堀口832-2

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

表した。ABBは再熱ガスタービンGT 24／26の運転実績について発表した。各社とも最新情報の発表であり，活発な質疑応答がなされた。特に蒸気冷却ガスタービンについては，動翼冷却蒸気のリーク抑制が技術テーマであることを認識した。現時点は回転試験結果を踏まえた調整段階に入ってきており実用化も間近である印象を受けた。

発電用およびコジェネでは，米国DOEがASTプロジェクトの成果報告および21世紀ビジョンについて発表した(GT－367)。ABBはPFBC用に開発したGT 104Pのデザイン，試験結果について（GT－242，GT－243），川崎重工はABB製GT 13 E 2の性能，NOx，RAMに関する運転実績（GT－82），IHIは中間冷却を用いた水／蒸気噴射ガスタービンの性能解析について発表した(GT－327)。日立は閉回路冷却型ガスタービンの冷媒として蒸気を用いた場合と空気を用いた場合のコンバインドプラント部分負荷解析法および部分負荷特性について発表した（GT－184)。

産業用およびコジェネでは，ABBは産業用ガスタービンGTX 100の入口ダクトの設計プロセスについて(GT－200)，GEはF 9 Eガスタービン第1段動翼の損傷評価と寿命予測について発表した。Solar Turbineは産業用ガスタービンの排気システムのCFD解析および最適化について発表した（GT－85)。

サイクルイノベーションでは，ロールスロイスが20MW以下の小型ガスタービン再生サイクル用の熱交換器を開発し，その構造，特長を発表した（GT－369)。Siemens-WestinghouseはIGCC性能解析コードについて発表した（GT－396)。その他主なサイクルとして，再生サイクルガスタービン（GT－67)，燃料改質ガスタービン（GT－4)(GT－368)，HATサイクル（GT－372)，セミクローズドガスタービン（GT－371)(GT－374）等の発表があった。

舶用ガスタービンではロールスロイス製のWR 21について，運転結果（GT－223，GT－224)，再生器の開発（GT－314）等が発表された。

パイプラインについてはロールスロイスが産業用ガスタービン乾式低NOx燃焼器のNOx排出量について(GT－91)，Solar Turbineはガスコンプレッサーについて発表した（GT－12)。

発電用最新鋭ガスタービンでは，燃焼温度は低NOxの観点から1500℃級が現時点での技術上限と考えられる。燃焼温度を上げないで効率向上効果が得られる再熱ガスタービンや従来型に比べて実質燃焼温度上昇効果の得られる閉回路冷却型ガスタービンが今後普及し，これらのガスタービンをベースにした更なる高効率化，低NOx化，燃料の多用化（IGCC等）が推進されるであろう。中容量ガスタービンにおいても，再生ガスタービンを初めとして今後多用なサイクルのガスタービンが増える可能性があるように感じた。

4．小型ガスタービンおよびセラミックス

巽　哲男[*1]
TATSUMI Tetsuo

全般

「Vehicular & Small Gas Turbine Committee」では，Ceramic Gas Turbine Project Developmentセッションで4編，Small Gas Turbine Technologyセッションで4編（内1件は論文無し）の他，Gas Turbine Environmental Implications for Transportation in the Next Millenniumと，Standard and Design Dataのテーマで2つのパネルセッションが行われた。

「Ceramics Committee」では，Life Limiting Properties of Ceramicsセッション3編，Life Prediction Method for Ceramics 4編，Ceramic Composites 7編，Environmental and Thermal Barrier Coating 4編，Stationary Ceramic Gas Turbine 3編であった。

小型CGT関係の発表が少ないのは，自動車用CGT開発プロジェクトが少ないためと思われる。一方で，セラミック材料の実環境条件下での長時間耐久性の検証や，既存機種へのセラミックあるいはセラミック複合材の適用試験等が精力的に行われている。現時点では，自動車用CGTは実用化へのハードルが高く，産業用既存機種への部分的適用が先行しているものと推測する。

最近各方面から非常に注目されているマイクロガスタービンについては論文発表が無く，展示もNorthern Research and Engineering Corp.のPower WorksとCapstoneのマイクロタービンを搭載したChattanooga市の電気バスのみであり，少し意外であった。

小型ガスタービン

セラミックガスタービンの開発で4編の論文発表があった。日本からは，この3月にプロジェクトが終了したばかりの，ニューサンシャイン計画「セラミックガスタービン技術開発」で開発された，CGT 301とCGT 302

原稿受付　1999年7月7日
＊1　川崎重工業㈱ 汎用ガスタービン事業部
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1-1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

表した。ABBは再熱ガスタービンGT 24／26の運転実績について発表した。各社とも最新情報の発表であり，活発な質疑応答がなされた。特に蒸気冷却ガスタービンについては，動翼冷却蒸気のリーク抑制が技術テーマであることを認識した。現時点は回転試験結果を踏まえた調整段階に入ってきており実用化も間近である印象を受けた。

発電用およびコジェネでは，米国DOEがASTプロジェクトの成果報告および21世紀ビジョンについて発表した(GT－367)。ABBはPFBC用に開発したGT 104Pのデザイン，試験結果について（GT－242，GT－243），川崎重工はABB製GT 13 E 2の性能，NOx，RAMに関する運転実績（GT－82），IHIは中間冷却を用いた水／蒸気噴射ガスタービンの性能解析について発表した(GT－327)。日立は閉回路冷却型ガスタービンの冷媒として蒸気を用いた場合と空気を用いた場合のコンバインドプラント部分負荷解析法および部分負荷特性について発表した（GT－184)。

産業用およびコジェネでは，ABBは産業用ガスタービンGTX 100の入口ダクトの設計プロセスについて(GT－200)，GEはF 9 Eガスタービン第1段動翼の損傷評価と寿命予測について発表した。Solar Turbineは産業用ガスタービンの排気システムのCFD解析および最適化について発表した（GT－85)。

サイクルイノベーションでは，ロールスロイスが20MW以下の小型ガスタービン再生サイクル用の熱交換器を開発し，その構造，特長を発表した（GT－369)。Siemens-WestinghouseはIGCC性能解析コードについて発表した（GT－396)。その他主なサイクルとして，再生サイクルガスタービン（GT－67)，燃料改質ガスタービン（GT－4)(GT－368)，HATサイクル（GT－372)，セミクローズドガスタービン（GT－371)(GT－374）等の発表があった。

舶用ガスタービンではロールスロイス製のWR 21について，運転結果（GT－223，GT－224)，再生器の開発（GT－314）等が発表された。

パイプラインについてはロールスロイスが産業用ガスタービン乾式低NOx燃焼器のNOx排出量について(GT－91)，Solar Turbineはガスコンプレッサーについて発表した（GT－12)。

発電用最新鋭ガスタービンでは，燃焼温度は低NOxの観点から1500℃級が現時点での技術上限と考えられる。燃焼温度を上げないで効率向上効果が得られる再熱ガスタービンや従来型に比べて実質燃焼温度上昇効果の得られる閉回路冷却型ガスタービンが今後普及し，これらのガスタービンをベースにした更なる高効率化，低NOx化，燃料の多用化（IGCC等）が推進されるであろう。中容量ガスタービンにおいても，再生ガスタービンを初めとして今後多用なサイクルのガスタービンが増える可能性があるように感じた。

4．小型ガスタービンおよびセラミックス

巽　哲男[*1]
TATSUMI Tetsuo

全般

「Vehicular & Small Gas Turbine Committee」では，Ceramic Gas Turbine Project Developmentセッションで4編，Small Gas Turbine Technologyセッションで4編（内1件は論文無し）の他，Gas Turbine Environmental Implications for Transportation in the Next Millenniumと，Standard and Design Dataのテーマで2つのパネルセッションが行われた。

「Ceramics Committee」では，Life Limiting Properties of Ceramicsセッション3編，Life Prediction Method for Ceramics 4編，Ceramic Composites 7編，Environmental and Thermal Barrier Coating 4編，Stationary Ceramic Gas Turbine 3編であった。

小型CGT関係の発表が少ないのは，自動車用CGT開発プロジェクトが少ないためと思われる。一方で，セラミック材料の実環境条件下での長時間耐久性の検証や，既存機種へのセラミックあるいはセラミック複合材の適用試験等が精力的に行われている。現時点では，自動車用CGTは実用化へのハードルが高く，産業用既存機種への部分的適用が先行しているものと推測する。

最近各方面から非常に注目されているマイクロガスタービンについては論文発表が無く，展示もNorthern Research and Engineering Corp.のPower WorksとCapstoneのマイクロタービンを搭載したChattanooga市の電気バスのみであり，少し意外であった。

小型ガスタービン

セラミックガスタービンの開発で4編の論文発表があった。日本からは，この3月にプロジェクトが終了したばかりの，ニューサンシャイン計画「セラミックガスタービン技術開発」で開発された，CGT 301とCGT 302

原稿受付　1999年7月7日
＊1　川崎重工業㈱ 汎用ガスタービン事業部
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1-1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

について総括的な成果発表が行われた（GT－104, GT－105）。海外の研究者からの質問は長時間運転におけるセラミック材料の酸化特性，コンプライアントレイヤーの材質と評価結果，熱交換器の性能と耐久性評価結果等々多岐に及んだ。また，日本で42%という高い熱効率が達成されたことは，世界中のセラミックガスタービン関係者に対する大きな支援と励みになるとして，各国の研究者から感謝と祝福の表明があった。

AlliedSignalからは，既存のAPUおよび産業用331シリーズをベースとしたセラミックスの部分適用（タービンノズルベーン，セラミックブレード植え込みタービン，一体セラミックタービンBLISK等）に関し，エンジンテストも含めた成果報告がなされた（GT－315）。かなりの運転実績を積んでいるが，金属とセラミックの接合に関しては若干の課題がある模様。

Volvoからは，AGATAプロジェクトにおけるセラミック部品，触媒燃焼器，ラジアルタービン，プレートフィン型熱交換器の開発成果報告がなされた（GT－392）。熱交換器の1/4（体積）モデルによる試験はうまくいったが，コアと金属製ダクトとのシールに課題が残っているとのこと。やはり大型のセラミック部材と金属製ケーシングとの接続には，かなりの工夫を必要とするようだ。とは言え，セラミック製のプレートフィン型熱交換器が形になっているのには驚いた。

その他小型ガスタービン用要素技術として上記AGATAの触媒燃焼器（GT－442）の他，エアベアリング（GT－391），戦車用1MW級ガスタービン（GT－416），マイクロタービン用熱交換器（論文無し）が発表された。また，舶用・車両用ガスタービンの環境規制についてのパネルディスカッションが行われた。

さらに，主催Committeeは異なるが，燃料電池（SOFC等）とガスタービンとのコンバインドサイクルに関するセッションが開かれ，小型ガスタービン（100kW程度～数MW）を用いたシステム検討等について発表があった。このセッションは立ち見が出るほど注目を集めていた。

セラミックス

米国のCSGTについてSolarからの発表（GT－351，394）の他，セラミック製空冷タービンノズルの解析結果報告（GT－450）があった。

ガスタービンの実使用環境を模擬した試験条件下における，モノリシックセラミック材料の酸化特性評価結果，及び部品寿命保証に関する新しい評価手法の報告がなされた（GT－349，265，291）。GT－265で，高温・高圧の気流中では，水蒸気の存在によってセラミックスの減肉が加速されるとの報告がされ，かなりホットな話題となっていた。しかし，CGT 302の1200℃実機耐久試験では，このような事象は見られず，食い違いがある。おそらく材料や試験条件の違いによるものであろう。

複合材料についても，同様の条件下で試験を行った結果が報告されている（GT－292）。

また加えて，複合材料を使用した燃焼器ライナの試作や実機試験結果の報告がGT－234，235，395でされている。GT－395や前述のGT－351は，実機試験結果の報告であるが，ここでもSiC/SiC複合材料上に形成されたCVD-SiC層が水蒸気の存在により減少する問題が注目されていたのが興味深かった。

数MW級ガスタービンの燃焼器に複合材料を適用しようとする試みが活発なように感じられた。

この他，遮熱コーティング（GT－443，348，350，417）やモノリシックセラミック材料の寿命予測手法（GT－318，233，319，266）についても報告されている。この中で，GT－443はモノリシックセラミックスへの保護皮膜に関するもので，今後この類の研究が注目されてくるのかもしれない。

5．ターボ機械の性能と流れ
5.1　軸流関係

松沼　孝幸[*1]
MATSUNUMA Takayuki

ファンおよび圧縮機関係は4セッションで16件，タービン関係は3セッションで15件の発表が行われた。

ファンおよび圧縮機の設計については，3段遷音速圧縮機に3次元CFD設計を行い，従来設計との比較実験から効率向上とサージマージン改善を確認したもの（GT－68），翼形状作成と流れ解析を組み合わせた自動設計プログラムによって空力性能最適化翼を開発し，実験と数値計算で詳細に検証したもの（GT－95，96），17段圧縮機の設計と性能試験（GT－210），多段圧縮機の性能を単段圧縮機の繰り返しモデルとして解析する方法（GT－290），静翼と動翼の間隔の違いによる損失や流量の変化（GT－209）が発表された。

旋回失速については，非定常壁面圧力の測定（GT－

原稿受付　1999年7月1日
＊1　工業技術院 機械技術研究所
〒305-8564 茨城県つくば市並木1-2

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

について総括的な成果発表が行われた（GT－104, GT－105）。海外の研究者からの質問は長時間運転におけるセラミック材料の酸化特性，コンプライアントレイヤーの材質と評価結果，熱交換器の性能と耐久性評価結果等々多岐に及んだ。また，日本で42%という高い熱効率が達成されたことは，世界中のセラミックガスタービン関係者に対する大きな支援と励みになるとして，各国の研究者から感謝と祝福の表明があった。

AlliedSignalからは，既存のAPUおよび産業用331シリーズをベースとしたセラミックスの部分適用（タービンノズルベーン，セラミックブレード植え込みタービン，一体セラミックタービンBLISK等）に関し，エンジンテストも含めた成果報告がなされた（GT－315）。かなりの運転実績を積んでいるが，金属とセラミックの接合に関しては若干の課題がある模様。

Volvoからは，AGATAプロジェクトにおけるセラミック部品，触媒燃焼器，ラジアルタービン，プレートフィン型熱交換器の開発成果報告がなされた（GT－392）。熱交換器の1/4（体積）モデルによる試験はうまくいったが，コアと金属製ダクトとのシールに課題が残っているとのこと。やはり大型のセラミック部材と金属製ケーシングとの接続には，かなりの工夫を必要とするようだ。とは言え，セラミック製のプレートフィン型熱交換器が形になっているのには驚いた。

その他小型ガスタービン用要素技術として上記AGATAの触媒燃焼器（GT－442）の他，エアベアリング（GT－391），戦車用1MW級ガスタービン（GT－416），マイクロタービン用熱交換器（論文無し）が発表された。また，舶用・車両用ガスタービンの環境規制についてのパネルディスカッションが行われた。

さらに，主催Committeeは異なるが，燃料電池（SOFC等）とガスタービンとのコンバインドサイクルに関するセッションが開かれ，小型ガスタービン（100kW程度～数MW）を用いたシステム検討等について発表があった。このセッションは立ち見が出るほど注目を集めていた。

セラミックス

米国のCSGTについてSolarからの発表（GT－351，394）の他，セラミック製空冷タービンノズルの解析結果報告（GT－450）があった。

ガスタービンの実使用環境を模擬した試験条件下における，モノリシックセラミック材料の酸化特性評価結果，及び部品寿命保証に関する新しい評価手法の報告がなされた（GT－349，265，291）。GT－265で，高温・高圧の気流中では，水蒸気の存在によってセラミックスの減肉が加速されるとの報告がされ，かなりホットな話題となっていた。しかし，CGT 302の1200℃実機耐久試験では，このような事象は見られず，食い違いがある。おそらく材料や試験条件の違いによるものであろう。

複合材料についても，同様の条件下で試験を行った結果が報告されている（GT－292）。

また加えて，複合材料を使用した燃焼器ライナの試作や実機試験結果の報告がGT－234，235，395でされている。GT－395や前述のGT－351は，実機試験結果の報告であるが，ここでもSiC/SiC複合材料上に形成されたCVD-SiC層が水蒸気の存在により減少する問題が注目されていたのが興味深かった。

数MW級ガスタービンの燃焼器に複合材料を適用しようとする試みが活発なように感じられた。

この他，遮熱コーティング（GT－443，348，350，417）やモノリシックセラミック材料の寿命予測手法（GT－318，233，319，266）についても報告されている。この中で，GT－443はモノリシックセラミックスへの保護皮膜に関するもので，今後この類の研究が注目されてくるのかもしれない。

5．ターボ機械の性能と流れ
5.1　軸流関係

松沼　孝幸[*1]
MATSUNUMA Takayuki

ファンおよび圧縮機関係は4セッションで16件，タービン関係は3セッションで15件の発表が行われた。

ファンおよび圧縮機の設計については，3段遷音速圧縮機に3次元CFD設計を行い，従来設計との比較実験から効率向上とサージマージン改善を確認したもの（GT－68），翼形状作成と流れ解析を組み合わせた自動設計プログラムによって空力性能最適化翼を開発し，実験と数値計算で詳細に検証したもの（GT－95，96），17段圧縮機の設計と性能試験（GT－210），多段圧縮機の性能を単段圧縮機の繰り返しモデルとして解析する方法（GT－290），静翼と動翼の間隔の違いによる損失や流量の変化（GT－209）が発表された。

旋回失速については，非定常壁面圧力の測定（GT－

原稿受付　1999年7月1日
＊1　工業技術院 機械技術研究所
〒305-8564 茨城県つくば市並木1-2

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

432)，不均一な入口流れによる5段圧縮機の失速開始を測定し，安定性解析では予測不可能なことを示したもの(GT－440)，単段および2段圧縮機内部の旋回失速の構造と伝播について2次元CFD解析と実験結果を比較したもの（GT－452）等が報告された。中でも，動翼の回転および失速域流れの両方と同期を取った斬新な計測法を開発し，小規模失速セルを測定したもの（GT－97）は会場での質問が相次ぎ，注目を集めていた。サージについては，エンジンの品質低下がアイドリング時から離陸時までの過渡動作に対して与える影響を実際の市販エンジンで調べて，チップクリアランスとブロッケージの変化を基に解析的考察を加えたもの（GT－439)，軸流－遠心混合型圧縮機のディフューザに圧力センサと空気吹き出しアクチュエータを取り付けて，ロバスト制御法を用いたアクティブ制御によりサージ限界を11％改善したもの（GT－438）が興味深かった。その他，静翼シュラウドの有無の影響（GT－208)，環状翼列前縁で生じる3次元衝撃波のモデル（GT－226)，漏れ流れによる壁面境界層の発達に関する相関式（GT－388)，可変翼でのサージ限界の制御効果（GT－389）等が発表された。

タービン関連では，設計法に関する発表が目立った。二次流れを抑制する技術として，これまではリーン翼などスタッキングを変える方法が主だったが，今回は壁面形状を最適化する方法が多数発表されていた。

壁面形状の最適化については，設計手法を開発して，実験から二次損失が30％減少することを確認したもの(GT－337，338)，部分負荷状態での翼特性の改善を明らかにしたもの（GT－211)，多段タービンへの適用法(GT－71)，直線静翼での実験と数値解析（GT－339）があった。スタッキングについては,3次元逆解法による最適設計（GT－72）があり，翼前縁の正圧面側で生じる馬蹄渦が負圧面側の二次流れに与える影響を示し，最適設計翼を直線翼およびリーン翼と性能比較していた。

翼形状の設計については，任意の制約条件下における2次元翼最適設計アルゴリズム（GT－441)，ベジエ曲線を用いた翼形状の作成（GT－73）があった。また，ウェークに関する簡易モデルを3次元CFDと比較検討し，タービンと圧縮機に適用したもの（GT－25)，亜音速タービンの流出角に関する新しい相関式の提案（GT－26）も，有用な設計ツールになると考えられる。

その他,160 degの転向角を持つ超高負荷翼列の流れ(GT－212),4段タービン内部での温度ストリークの発達（GT－27)，環状S型ダクトの流れに与える入口案内翼とストラットの効果（GT－70)，静翼へのレイノルズ数と主流乱れ度の影響（GT－151）等が発表された。

5.2　遠心関係

渡辺　啓悦*1
WATANABE Hiroyoshi

今回の遠心関係のセッションは，ディフューザとボリュートの性能および流れ，ラジアルタービンと圧縮機の流れ現象，およびCFDと計測に関する3つのセッションに分けられ，発表された論文数は13編であった。

また，遠心圧縮機のサージ制御に関して他のセッションで1編発表された。

14編の論文を圧縮機に関してその構成要素で分類すると羽根車内の流れに関するもの1編，ベーンドディフューザについて4編，リターンチャンネル1編，ボリュート2編，インレットガイドベーン2編であった。さらに，圧縮機の不安定性とその制御に関するものが2編であった。ラジアルタービンと斜流タービンに関する論文はそれぞれ1編発表された。

羽根車内の流れに関して，遷音速羽根車内の流れをL2Fによる計測と3次元N－Sコードを用いて詳細に調べ，翼前縁付近の剥離とスプリッター前縁で生じる衝撃波が遷音速羽根車の性能低下原因として，その改善策を論じたもの（GT－446）が報告された。

ベーンドディフューザに関してはディフューザ内の流れをCFD，油膜法による壁面流線の可視化等により調べ，ディフューザスロート部から下流の幅を絞ることによってディフューザベーンハブ側の圧力面からの剥離を抑制し，性能を向上できることが報告された(GT－435)。また，ディフューザのベーンレススペース，ベーン数，入口角度およびソリディティ等の形状パラメータの，ディフューザ効率と運転範囲に及ぼす影響が報告された(GT－437，GT－434)。さらに，翼面の境界層運動量厚さと排除厚さの発達を表す2つの経験的関数のみを用いる，ディフューザの静圧回復と損失を予測する1次元理論が報告された（GT－433)。

流れの強い3次元性と流線曲率等によって予測が困難であるUターン部も含めた戻り流路内の流れを，修正した陽的代数レイノルズ応力モデルを用いて解析し，実験結果と比較した結果が報告された（GT－103)。

ボリュート部の流れに関しては，ボリュート性能と周

原稿受付　1999年7月5日
＊1　㈱荏原総合研究所 気体機械開発室
〒251-8502 藤沢市本藤沢 4-2-1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

432)，不均一な入口流れによる5段圧縮機の失速開始を測定し，安定性解析では予測不可能なことを示したもの(GT－440)，単段および2段圧縮機内部の旋回失速の構造と伝播について2次元CFD解析と実験結果を比較したもの（GT－452）等が報告された。中でも，動翼の回転および失速域流れの両方と同期を取った斬新な計測法を開発し，小規模失速セルを測定したもの（GT－97）は会場での質問が相次ぎ，注目を集めていた。サージについては，エンジンの品質低下がアイドリング時から離陸時までの過渡動作に対して与える影響を実際の市販エンジンで調べて，チップクリアランスとブロッケージの変化を基に解析的考察を加えたもの（GT－439)，軸流－遠心混合型圧縮機のディフューザに圧力センサと空気吹き出しアクチュエータを取り付けて，ロバスト制御法を用いたアクティブ制御によりサージ限界を11％改善したもの（GT－438）が興味深かった。その他，静翼シュラウドの有無の影響（GT－208)，環状翼列前縁で生じる3次元衝撃波のモデル（GT－226)，漏れ流れによる壁面境界層の発達に関する相関式（GT－388)，可変翼でのサージ限界の制御効果（GT－389）等が発表された。

タービン関連では，設計法に関する発表が目立った。二次流れを抑制する技術として，これまではリーン翼などスタッキングを変える方法が主だったが，今回は壁面形状を最適化する方法が多数発表されていた。

壁面形状の最適化については，設計手法を開発して，実験から二次損失が30％減少することを確認したもの(GT－337，338)，部分負荷状態での翼特性の改善を明らかにしたもの（GT－211)，多段タービンへの適用法(GT－71)，直線静翼での実験と数値解析（GT－339）があった。スタッキングについては,3次元逆解法による最適設計（GT－72）があり，翼前縁の正圧面側で生じる馬蹄渦が負圧面側の二次流れに与える影響を示し，最適設計翼を直線翼およびリーン翼と性能比較していた。

翼形状の設計については，任意の制約条件下における2次元翼最適設計アルゴリズム（GT－441)，ベジエ曲線を用いた翼形状の作成（GT－73）があった。また，ウェークに関する簡易モデルを3次元CFDと比較検討し，タービンと圧縮機に適用したもの（GT－25)，亜音速タービンの流出角に関する新しい相関式の提案（GT－26）も，有用な設計ツールになると考えられる。

その他,160 degの転向角を持つ超高負荷翼列の流れ(GT－212),4段タービン内部での温度ストリークの発達（GT－27)，環状S型ダクトの流れに与える入口案内翼とストラットの効果（GT－70)，静翼へのレイノルズ数と主流乱れ度の影響（GT－151）等が発表された。

5.2　遠心関係

渡辺　啓悦*1
WATANABE Hiroyoshi

今回の遠心関係のセッションは，ディフューザとボリュートの性能および流れ，ラジアルタービンと圧縮機の流れ現象，およびCFDと計測に関する3つのセッションに分けられ，発表された論文数は13編であった。

また，遠心圧縮機のサージ制御に関して他のセッションで1編発表された。

14編の論文を圧縮機に関してその構成要素で分類すると羽根車内の流れに関するもの1編，ベーンドディフューザについて4編，リターンチャンネル1編，ボリュート2編，インレットガイドベーン2編であった。さらに，圧縮機の不安定性とその制御に関するものが2編であった。ラジアルタービンと斜流タービンに関する論文はそれぞれ1編発表された。

羽根車内の流れに関して，遷音速羽根車内の流れをL2Fによる計測と3次元N－Sコードを用いて詳細に調べ，翼前縁付近の剥離とスプリッター前縁で生じる衝撃波が遷音速羽根車の性能低下原因として，その改善策を論じたもの（GT－446）が報告された。

ベーンドディフューザに関してはディフューザ内の流れをCFD，油膜法による壁面流線の可視化等により調べ，ディフューザスロート部から下流の幅を絞ることによってディフューザベーンハブ側の圧力面からの剥離を抑制し，性能を向上できることが報告された(GT－435)。また，ディフューザのベーンレススペース，ベーン数，入口角度およびソリディティ等の形状パラメータの，ディフューザ効率と運転範囲に及ぼす影響が報告された(GT－437，GT－434)。さらに，翼面の境界層運動量厚さと排除厚さの発達を表す2つの経験的関数のみを用いる，ディフューザの静圧回復と損失を予測する1次元理論が報告された（GT－433)。

流れの強い3次元性と流線曲率等によって予測が困難であるUターン部も含めた戻り流路内の流れを，修正した陽的代数レイノルズ応力モデルを用いて解析し，実験結果と比較した結果が報告された（GT－103)。

ボリュート部の流れに関しては，ボリュート性能と周

原稿受付　1999年7月5日
＊1　㈱荏原総合研究所 気体機械開発室
〒251-8502 藤沢市本藤沢 4-2-1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

方向の静圧分布をBoldwin-Lomaxの乱流モデルを用いた3次元N－Sコードによって解析した結果，実験結果と良く一致することが報告された（GT－436）。これに対して，GT－79では，ボリュート内の流れを粘性効果も考慮した3次元オイラーコードを用いて解析し，測定結果と比較したところ，部分流量域における剥離による損失の予測等に問題があるものの，2次流れ等の詳細に関して非常に良く一致することを示した。

インレットガイドベーン（IGV）については，自動車過給機用の遠心圧縮機性能に及ぼす影響がCFDおよび実験によって調べられ，高圧力比，高流量時に生じる羽根車の振動をIGVの角度を調節することによって抑制し，さらに羽根車入口に生じる逆流領域を小さくすることによって性能が向上できるとしている（GT－157）。

遠心圧縮機の不安定現象に関する研究としては，多段圧縮機のどの段から不安定になるかを実験的に調べた報告（GT－429）や，ベーンドディフューザを用いた遠心圧縮機のベーンスロート部に空気を抽入することでサージングのアクティブ制御を試みた報告（GT－438）があった。

ラジアルおよび斜流タービンに関しては，LDVを用いたラジアルタービン下流の流れを詳細に測定した結果（GT－342）や，斜流タービンのタービンスクロール内の非定常流れをLDVで測定し，さらに非定常流れ解析によってスクロール舌部による圧力変動を求め，これをFEMの境界条件としようとするもの（GT－341）が報告された。

5.3　非定常流れと数値流体力学

船﨑　健一[*1]
FUNAZAKI Ken-ichi

ターボ機械関係の論文数が昨年度と比較して半分に減ったが，その研究の大半は非定常流を取り扱ったものであり，CFD技法の成熟とともに，より複雑な流れ場の解析へと研究レベルが向上しているのがわかる。特に，今回はドイツやスイスの研究機関からの論文に優れたものが多く，よく準備された実験と解析とが有機的に連携しており，ヨーロッパ諸国のレベルの高さを思い知らされた。

後流の影響を受ける境界層に関する研究に進展が見られた。Kittichaikarnら（GT－126）は感温液晶を用いて後流干渉下における乱流スポットの発生状況を明らかにした。Kim, Crawford（GT－45）は，後流の影響を受ける非定常境界層の解析を行った。いずれの研究においても，岩手大学における実験データが採用されている。特に，後流を発生する円柱の移動方向の違いによる境界層遷移が異なる，という現象が再確認されていた。バイパス遷移での乱流スポット発生原因が局所的剥離の発生であるとした研究も報告されている（GT－32）。

非定常流に関するCFDに関しては，Dorneyら（GT－23）は，計算上の翼枚数比の調整に関する研究例を報告した。同時にClocking効果についても報告されたが，3次元翼の場合での実現性やClocking効果自身があるのか（Smith）と言った議論も行われた。翼振動に関する数値的研究も報告されているが（GT－22, 50），比較対象の実験データの精度（特に周期性に対して）が問題視されており，実験装置そのものを模擬した計算をすべきか，という議論も行われていた。また，周方向の位相差を伴った周期境界条件設定法に関する調査が行われ（GT－19），各種の設定法の差は小さいことが報告されている。後流の減衰に与える下流側翼列の効果に関しては，圧縮機（GT－451），タービン（GT－94）を対象とした研究が報告されており，圧縮機の場合には翼列との干渉により後流の減衰が促進され，タービンの場合には減衰が遅れる，という結果が示されている。この他に類似の研究（GT－25）が行われており，後流の混合に関心が集まっている。Adamczykは多段ターボ機械内の流れ解析法に関するレビューを行った（GT－80）。Deterministic stressの導入など，経験則を極力使用しない設計ツールの確立を目指したAdamczykの最近の研究が説明されている。関連する研究もいくつか報告されている（GT－76, 77）。

米空軍のプロジェクトHigh Cycle Fatigue Programの関係で，航空エンジン内の翼振動に関する研究例がいくつか報告されていた。HCFの問題点をbreakdownすると，非定常流体力に関する部分が全体の18%であること（振動モードに関する部分15%，材料欠陥や損傷に関する部分28%，設計システムに関する部分12%，と報告された），3－D非定常流解析コードの一層の進展が必要であること，その場合に，計算時間や衝撃波や冷却空気の効果，非線形性効果（大変形）などが問題になることが示された。

CFDを援用した最適化設計（CAO）に関するパネルディスカッションが催されている。目的関数の設定や影

原稿受付　1999年7月1日
＊1　岩手大学 工学部 機械工学科
〒020-8551 岩手県盛岡市上田4-3-5

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/07.

方向の静圧分布をBoldwin-Lomaxの乱流モデルを用いた3次元N－Sコードによって解析した結果，実験結果と良く一致することが報告された（GT－436）。これに対して，GT－79では，ボリュート内の流れを粘性効果も考慮した3次元オイラーコードを用いて解析し，測定結果と比較したところ，部分流量域における剥離による損失の予測等に問題があるものの，2次流れ等の詳細に関して非常に良く一致することを示した。

インレットガイドベーン（IGV）については，自動車過給機用の遠心圧縮機性能に及ぼす影響がCFDおよび実験によって調べられ，高圧力比，高流量時に生じる羽根車の振動をIGVの角度を調節することによって抑制し，さらに羽根車入口に生じる逆流領域を小さくすることによって性能が向上できるとしている（GT－157）。

遠心圧縮機の不安定現象に関する研究としては，多段圧縮機のどの段から不安定になるかを実験的に調べた報告（GT－429）や，ベーンドディフューザを用いた遠心圧縮機のベーンスロート部に空気を抽入することでサージングのアクティブ制御を試みた報告（GT－438）があった。

ラジアルおよび斜流タービンに関しては，LDVを用いたラジアルタービン下流の流れを詳細に測定した結果（GT－342）や，斜流タービンのタービンスクロール内の非定常流れをLDVで測定し，さらに非定常流れ解析によってスクロール舌部による圧力変動を求め，これをFEMの境界条件としようとするもの（GT－341）が報告された。

5.3　非定常流れと数値流体力学

船﨑　健一[*1]
FUNAZAKI Ken-ichi

ターボ機械関係の論文数が昨年度と比較して半分に減ったが，その研究の大半は非定常流を取り扱ったものであり，CFD技法の成熟とともに，より複雑な流れ場の解析へと研究レベルが向上しているのがわかる。特に，今回はドイツやスイスの研究機関からの論文に優れたものが多く，よく準備された実験と解析とが有機的に連携しており，ヨーロッパ諸国のレベルの高さを思い知らされた。

後流の影響を受ける境界層に関する研究に進展が見られた。Kittichaikarnら（GT－126）は感温液晶を用いて後流干渉下における乱流スポットの発生状況を明らかにした。Kim, Crawford（GT－45）は，後流の影響を受ける非定常境界層の解析を行った。いずれの研究においても，岩手大学における実験データが採用されている。特に，後流を発生する円柱の移動方向の違いによる境界層遷移が異なる，という現象が再確認されていた。バイパス遷移での乱流スポット発生原因が局所的剥離の発生であるとした研究も報告されている（GT－32）。

非定常流に関するCFDに関しては，Dorneyら（GT－23）は，計算上の翼枚数比の調整に関する研究例を報告した。同時にClocking効果についても報告されたが，3次元翼の場合での実現性やClocking効果自身があるのか（Smith）と言った議論も行われた。翼振動に関する数値的研究も報告されているが（GT－22, 50），比較対象の実験データの精度（特に周期性に対して）が問題視されており，実験装置そのものを模擬した計算をすべきか，という議論も行われていた。また，周方向の位相差を伴った周期境界条件設定法に関する調査が行われ（GT－19），各種の設定法の差は小さいことが報告されている。後流の減衰に与える下流側翼列の効果に関しては，圧縮機（GT－451），タービン（GT－94）を対象とした研究が報告されており，圧縮機の場合には翼列との干渉により後流の減衰が促進され，タービンの場合には減衰が遅れる，という結果が示されている。この他に類似の研究（GT－25）が行われており，後流の混合に関心が集まっている。Adamczykは多段ターボ機械内の流れ解析法に関するレビューを行った（GT－80）。Deterministic stressの導入など，経験則を極力使用しない設計ツールの確立を目指したAdamczykの最近の研究が説明されている。関連する研究もいくつか報告されている（GT－76, 77）。

米空軍のプロジェクトHigh Cycle Fatigue Programの関係で，航空エンジン内の翼振動に関する研究例がいくつか報告されていた。HCFの問題点をbreakdownすると，非定常流体力に関する部分が全体の18%であること（振動モードに関する部分15%，材料欠陥や損傷に関する部分28%，設計システムに関する部分12%，と報告された），3－D非定常流解析コードの一層の進展が必要であること，その場合に，計算時間や衝撃波や冷却空気の効果，非線形性効果（大変形）などが問題になることが示された。

CFDを援用した最適化設計（CAO）に関するパネルディスカッションが催されている。目的関数の設定や影

原稿受付　1999年7月1日
＊1　岩手大学 工学部 機械工学科
〒020-8551 岩手県盛岡市上田4-3-5

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/07.

響因子の選定，また影響因子に対する「最適解」の感度係数などの技術的な議論の他に，設計上のHuman Factorや単にCFDに長けているだけではなく，全体を理解した技術者の育成をどのように企業で行うか，また，大学の役割（インターンシップなど）についても議論が行われた。CAOの現状は，80年代前半のCFDの状況に似ているというパネリストのコメントが印象に残った。

本見聞録をまとめるに当たり，渡辺紀徳先生（東大）の協力を頂きました。

6．伝熱関係

羽田　哲[*1]
HADA Satoshi

本会議は，1999年の6月7日から10日まで，米国インディアナポリスで開催された。本稿では，その中で伝熱関係のセッションについて，報告させていただく。

本会議の伝熱関係のセッションは，Heat Transfer Committee主催19件あり，発表件数は総数で103件である。昨年と比較すると9件減少している。また，ジャンル別に分けると，(1)外面熱伝達率関係に関係するものが11件，(2)フィルム冷却関係が38件，(3)内部流れおよびシール関係が11件，(4)内部冷却関係が22件，(5)層流乱流境界層遷移関係が10件，その他が11件である。

(1)の翼外面熱伝達率についてのセッションは，主にチップ部，リーディングエッジ，プラットフォームおよび翼面での伝熱について議論がなされた。エンドウォール，チップ部の熱伝達についての研究は，さまざまな角度からなされていて，興味を引いた。(GT－422）ではICE FORMING法により，エンドウォールにおける熱伝達を評価していて，この方法による実験の優位性をアピールしていた。この実験によるエンドウォールの熱伝達率の結果は，E3による実験結果より24%小さくなると報告されている。(GT－188）では，LDVにより同じくエンドウォールの流れ場が詳細に検討されていた。(GT－169，283）では動翼のチップ部についての熱伝達が実験と数値解析により，詳細に比較検討されている。まだ数値計算の精度は良くないが，定性的には良くあっているように思う。(GT－125）では，遷音速タービン翼列での，翼面熱伝達について実験的研究がされている。

(2)のフィルム冷却関係のセッションは，7つのセッションがあり，例年同様盛況であった。全体的には，去年同様，単純なモデルによる計算，実験でなく，実際の翼形状で研究されているものが多くなっている。(GT－421）では，フィルム冷却の冷却空気流量のタービン空力ロスに対する影響を数値計算で追いかけている。一方，(GT－260）では，同じ効果を実験により研究している。また，フィルム冷却空気が，主流ガスパス面に出る前の内部流れの違いにより，フィルム冷却の効率がどのように変わるかを考えた論文が，(GT－35，36)の2種類あった。これ以外にも，フィルム冷却と内部流れの熱伝達を組み合わせた論文が見られる（例えばGT－186)。これも実験と計算の2種類あり，頭の整理に役立つ。今回も，フィルム冷却穴形状（shaped film cooling hole configuration）の違いに，話題をおいた論文（例えば，GT－123，165，34，38，40）が多かったように思う。特に，GT－38ではフィルム冷却穴出口の形状を，楕円にし，楕円の向きを主流に対して角度を変えた検討をし，主流軸に対して楕円短軸平行に置いたほうが，シャーウッド数の分布が広がることを確認している。

(3)の内部流れおよびシール関係については，内容が多彩で聞きごたえのある発表が多かったように思う。ガスタービンにおけるタービンディスクの冷却孔付き回転円盤の流れ場について，実験とCFDによるシミュレーションによって調査したもの（GT－219）は，このあたりの流れ場が実に詳細に研究されており，興味深く聞くことができた。また，同様の系の論文（GT－251）では，今までのこの系に対する研究のサマリー的内容で，頭の整理をするときに役立つ。プリスワールノズルの性能と，プリスワールされた空気の，ディスク表面に対する熱伝達を調べたもの（GT－197）は，この分野の集大成的な論文であり，Pre Swirl Nozzleの設計に必要なほとんどのパラメータについて有機的にまとめられていると思う。また，(GT－281）では，CFDによりブラシシールの流量特性とモデルテストによりブラシシールの流量特性を合わせ込もうとしている。(GT－249）では，ベアリングチャンバーの内部流れについて熱伝達を詳細に評価している。ラビリンスシールの内部流動についての発表(GT－377）は，段付きのラビリンスシールについて内部流動を可視化し漏れ量を評価している。この発表ではたくさんの絵を見せてくれたので，ステップ型ラビリンスシールの漏れ量を少なくする勘所がわかった。静翼と動翼の間のシール空気量について発表は，(GT－246，170，248，250，247）があり，盛況であった。その中でも，レーザー散乱法による実験により，このキャビティ

原稿受付　1999年7月12日
＊1　三菱重工業㈱ 高砂製作所
〒676-0008 兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

響因子の選定，また影響因子に対する「最適解」の感度係数などの技術的な議論の他に，設計上のHuman Factorや単にCFDに長けているだけではなく，全体を理解した技術者の育成をどのように企業で行うか，また，大学の役割（インターンシップなど）についても議論が行われた。CAOの現状は，80年代前半のCFDの状況に似ているというパネリストのコメントが印象に残った。

本見聞録をまとめるに当たり，渡辺紀徳先生（東大）の協力を頂きました。

6．伝熱関係

羽田　哲[*1]
HADA Satoshi

本会議は，1999年の6月7日から10日まで，米国インディアナポリスで開催された。本稿では，その中で伝熱関係のセッションについて，報告させていただく。

本会議の伝熱関係のセッションは，Heat Transfer Committee主催19件あり，発表件数は総数で103件である。昨年と比較すると9件減少している。また，ジャンル別に分けると，(1)外面熱伝達率関係に関係するものが11件，(2)フィルム冷却関係が38件，(3)内部流れおよびシール関係が11件，(4)内部冷却関係が22件，(5)層流乱流境界層遷移関係が10件，その他が11件である。

(1)の翼外面熱伝達率についてのセッションは，主にチップ部，リーディングエッジ，プラットフォームおよび翼面での伝熱について議論がなされた。エンドウォール，チップ部の熱伝達についての研究は，さまざまな角度からなされていて，興味を引いた。(GT－422）ではICE FORMING法により，エンドウォールにおける熱伝達を評価していて，この方法による実験の優位性をアピールしていた。この実験によるエンドウォールの熱伝達率の結果は，E3による実験結果より24%小さくなると報告されている。(GT－188）では，LDVにより同じくエンドウォールの流れ場が詳細に検討されていた。(GT－169，283）では動翼のチップ部についての熱伝達が実験と数値解析により，詳細に比較検討されている。まだ数値計算の精度は良くないが，定性的には良くあっているように思う。(GT－125）では，遷音速タービン翼列での，翼面熱伝達について実験的研究がされている。

(2)のフィルム冷却関係のセッションは，7つのセッションがあり，例年同様盛況であった。全体的には，去年同様，単純なモデルによる計算，実験でなく，実際の翼形状で研究されているものが多くなっている。(GT－421）では，フィルム冷却の冷却空気流量のタービン空力ロスに対する影響を数値計算で追いかけている。一方，(GT－260）では，同じ効果を実験により研究している。また，フィルム冷却空気が，主流ガスパス面に出る前の内部流れの違いにより，フィルム冷却の効率がどのように変わるかを考えた論文が，(GT－35，36)の2種類あった。これ以外にも，フィルム冷却と内部流れの熱伝達を組み合わせた論文が見られる（例えばGT－186)。これも実験と計算の2種類あり，頭の整理に役立つ。今回も，フィルム冷却穴形状（shaped film cooling hole configuration）の違いに，話題をおいた論文（例えば，GT－123，165，34，38，40）が多かったように思う。特に，GT－38ではフィルム冷却穴出口の形状を，楕円にし，楕円の向きを主流に対して角度を変えた検討をし，主流軸に対して楕円短軸平行に置いたほうが，シャーウッド数の分布が広がることを確認している。

(3)の内部流れおよびシール関係については，内容が多彩で聞きごたえのある発表が多かったように思う。ガスタービンにおけるタービンディスクの冷却孔付き回転円盤の流れ場について，実験とCFDによるシミュレーションによって調査したもの（GT－219）は，このあたりの流れ場が実に詳細に研究されており，興味深く聞くことができた。また，同様の系の論文（GT－251）では，今までのこの系に対する研究のサマリー的内容で，頭の整理をするときに役立つ。プリスワールノズルの性能と，プリスワールされた空気の，ディスク表面に対する熱伝達を調べたもの（GT－197）は，この分野の集大成的な論文であり，Pre Swirl Nozzleの設計に必要なほとんどのパラメータについて有機的にまとめられていると思う。また，(GT－281）では，CFDによりブラシシールの流量特性とモデルテストによりブラシシールの流量特性を合わせ込もうとしている。(GT－249）では，ベアリングチャンバーの内部流れについて熱伝達を詳細に評価している。ラビリンスシールの内部流動についての発表(GT－377）は，段付きのラビリンスシールについて内部流動を可視化し漏れ量を評価している。この発表ではたくさんの絵を見せてくれたので，ステップ型ラビリンスシールの漏れ量を少なくする勘所がわかった。静翼と動翼の間のシール空気量について発表は，(GT－246，170，248，250，247）があり，盛況であった。その中でも，レーザー散乱法による実験により，このキャビティ

原稿受付　1999年7月12日
＊1　三菱重工業㈱ 高砂製作所
〒676-0008 兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

の中の流動を評価しようという発表（GT－247）は，新鮮で新しいものだと思う。実際にいろいろなデータを測定していて興味深い。また，（GT－250）ではこの分野の理論が，簡潔に整理されているので，興味のある方は一読されたい。

(4)内部流れ関係は，主にリブ付き流れやピンフィンについて研究したもの，衝突噴流について調べたもの，サーペンタイン冷却について研究したものの3つに分けることができる。まず，リブ付き流れに付いては，流路にゴルフボールのような窪みをつけて熱伝達と速度場について研究したものが興味を引いた。窪みの深さと配列を変更して詳細に考察していて，聴衆の想像力をかきたてていた（GT－263）。同様に（GT－255）では，いろいろなVortex Generatorに対して，流れ場と速度場を研究している。圧損と伝熱促進が整理されていて今後の指針とすることができるだろう。クロスフロー付きの衝突噴流の報告も増えている（GT－195，256，127）。サーペンタイン流路（U－DUCT）の報告も多い（例えばGT－254）。（GT－254）では，リブ付きのU－DUCTについて熱伝達を評価している。

(5)境界層関係は，特に表面粗さの境界層遷移について調査したもので，いろいろな形状の粗さについて表面の熱伝達を評価したもの（GT－158）が目立った。

(6)また，これらのほかにNovel Methodとして，Mist／Steam冷却系について研究したもの（GT－144，145）などがある。

7．燃焼および燃料関係

長谷川　武治[*1]
HASEGAWA Takeharu

燃焼および燃料関係では，Combustion & FuelsとCoal, Biomass & Alternative Fuels Committeeが主催および共催するペーパーセッションおよびパネルセッションはそれぞれ17件，2件の計19件あり，発表件数はそれぞれ89件（発表論文全体の約1/5）および12件の計101件であった。昨年度の108件（そのうちパネル講演が16件）に比べて，講演数が若干減少したものの，全講演数が大幅に減少しているため，その割合は増加している。ペーパーセッションに関して分野別に分類すると，エミッションに関するものが18件，安定性／動特性に関するものが23件，燃焼器設計に関するものが12件，代替燃料に関するものが18件，その他，レーザー計測や燃料電池とのハイブリッドシステムなど18件となっている。

パネルセッションはIGCCおよび希薄予混合予蒸発燃焼に関する2件で，IGCCに関しては，今後のIGCC計画の動向についてのDOEからの講演を始め，GEからは自社のIGCCについての実績と計画についての説明，Siemens WestinghouseからはPerformance testing code（PTC 47）についての解説，Dynegyからは試験プラントからWabash river発電所までの開発経緯についての解説があった。また，希薄予混合予蒸発燃焼に関するパネルセッションでは，ロールスロイスやGEの研究者による実機開発における反応解析の応用についての講演や，往年のArthur Lefebvreの講演を含め産学の研究者による講演が7件あった。

原稿受付　1999年7月7日
＊1　㈶電力中央研究所 プラント熱工学部
〒240-0196 神奈川県横須賀市長坂2-6-1

1．エミッション

3段燃焼による低NOx燃焼器についての研究（GT－236），CFD社によるすす低減設計についての解析的検討（GT－240），ソーラータービン社による燃焼噴射器に関する検討（GT－269），また，PDFとISATを組み合わせた燃焼器内反応解析（GT－271），乱流予混合火炎に関するPDFを用いた素反応解析（GT－272），HATサイクルを対象にした空気中水分が燃焼特性に及ぼす影響についての検討（GT－8），航空機用エンジンを対象にしたNOx排出特性に関する3次元シミュレーション（GT－358），拡散燃焼のNOx生成特性に関する反応動力学的検討（GT－357）などの講演発表があった。

2．安定性／動特性

燃焼振動に関する研究としては，ABB社による実験的および解析的検討（GT－132，133），空気旋回器の位置が希薄予混合燃焼に及ぼす影響（GT－109），ブラフボディーを有する円筒形の小型燃焼器を対象とした燃焼振動に関する実験的および解析的検討（GT－112），筒型ガスタービンV 94.2を対象とした燃焼安定性に関する実験および解析的検討（GT－110），同じくSiemens社製3A型ガスタービンを対象にした燃焼振動に関する解析的検討（GT－111，113），ロールスロイス社の3段燃焼器を対象にした燃焼騒音に関する研究（GT－9），燃焼振動の制御に関する研究（GT－52，118，215），さらにSyngasを用いた燃焼振動に関する研究（GT－355），予混合燃焼器を対象としたLESによる燃焼振動に関する検討（GT－274），燃焼騒音の伝達に関する解析的検討（GT－276）などの多くの講演発表があった。また，

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/09

の中の流動を評価しようという発表（GT－247）は，新鮮で新しいものだと思う。実際にいろいろなデータを測定していて興味深い。また，（GT－250）ではこの分野の理論が，簡潔に整理されているので，興味のある方は一読されたい。

(4)内部流れ関係は，主にリブ付き流れやピンフィンについて研究したもの，衝突噴流について調べたもの，サーペンタイン冷却について研究したものの3つに分けることができる。まず，リブ付き流れに付いては，流路にゴルフボールのような窪みをつけて熱伝達と速度場について研究したものが興味を引いた。窪みの深さと配列を変更して詳細に考察していて，聴衆の想像力をかきたてていた（GT－263）。同様に（GT－255）では，いろいろなVortex Generatorに対して，流れ場と速度場を研究している。圧損と伝熱促進が整理されていて今後の指針とすることができるだろう。クロスフロー付きの衝突噴流の報告も増えている（GT－195，256，127）。サーペンタイン流路（U－DUCT）の報告も多い（例えばGT－254）。（GT－254）では，リブ付きのU－DUCTについて熱伝達を評価している。

(5)境界層関係は，特に表面粗さの境界層遷移について調査したもので，いろいろな形状の粗さについて表面の熱伝達を評価したもの（GT－158）が目立った。

(6)また，これらのほかにNovel Methodとして，Mist／Steam冷却系について研究したもの（GT－144，145）などがある。

7．燃焼および燃料関係

長谷川　武治[*1]
HASEGAWA Takeharu

燃焼および燃料関係では，Combustion & FuelsとCoal, Biomass & Alternative Fuels Committeeが主催および共催するペーパーセッションおよびパネルセッションはそれぞれ17件，2件の計19件あり，発表件数はそれぞれ89件（発表論文全体の約1/5）および12件の計101件であった。昨年度の108件（そのうちパネル講演が16件）に比べて，講演数が若干減少したものの，全講演数が大幅に減少しているため，その割合は増加している。ペーパーセッションに関して分野別に分類すると，エミッションに関するものが18件，安定性／動特性に関するものが23件，燃焼器設計に関するものが12件，代替燃料に関するものが18件，その他，レーザー計測や燃料電池とのハイブリッドシステムなど18件となっている。

パネルセッションはIGCCおよび希薄予混合予蒸発燃焼に関する2件で，IGCCに関しては，今後のIGCC計画の動向についてのDOEからの講演を始め，GEからは自社のIGCCについての実績と計画についての説明，Siemens WestinghouseからはPerformance testing code（PTC 47）についての解説，Dynegyからは試験プラントからWabash river発電所までの開発経緯についての解説があった。また，希薄予混合予蒸発燃焼に関するパネルセッションでは，ロールスロイスやGEの研究者による実機開発における反応解析の応用についての講演や，往年のArthur Lefebvreの講演を含め産学の研究者による講演が7件あった。

原稿受付　1999年7月7日
＊1　㈶電力中央研究所 プラント熱工学部
〒240-0196 神奈川県横須賀市長坂2-6-1

1．エミッション

3段燃焼による低NOx燃焼器についての研究（GT－236），CFD社によるすす低減設計についての解析的検討（GT－240），ソーラータービン社による燃焼噴射器に関する検討（GT－269），また，PDFとISATを組み合わせた燃焼器内反応解析（GT－271），乱流予混合火炎に関するPDFを用いた素反応解析（GT－272），HATサイクルを対象にした空気中水分が燃焼特性に及ぼす影響についての検討（GT－8），航空機用エンジンを対象にしたNOx排出特性に関する3次元シミュレーション（GT－358），拡散燃焼のNOx生成特性に関する反応動力学的検討（GT－357）などの講演発表があった。

2．安定性／動特性

燃焼振動に関する研究としては，ABB社による実験的および解析的検討（GT－132，133），空気旋回器の位置が希薄予混合燃焼に及ぼす影響（GT－109），ブラフボディーを有する円筒形の小型燃焼器を対象とした燃焼振動に関する実験的および解析的検討（GT－112），筒型ガスタービンV 94.2を対象とした燃焼安定性に関する実験および解析的検討（GT－110），同じくSiemens社製3A型ガスタービンを対象にした燃焼振動に関する解析的検討（GT－111，113），ロールスロイス社の3段燃焼器を対象にした燃焼騒音に関する研究（GT－9），燃焼振動の制御に関する研究（GT－52，118，215），さらにSyngasを用いた燃焼振動に関する研究（GT－355），予混合燃焼器を対象としたLESによる燃焼振動に関する検討（GT－274），燃焼騒音の伝達に関する解析的検討（GT－276）などの多くの講演発表があった。また，

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/09

ジェット燃料やLNG燃料のH_2添加による燃焼性能の向上に関する研究（GT－56，115，359），ジェット燃料の燃焼安定性に関する研究（GT－107）や反応性に与える燃料中のS分の影響に関する研究（GT－298）など，燃焼性向上を目的とした燃料添加剤についての講演発表もあった。

3．燃焼器設計

触媒燃焼器に関しては，キャタリティカ社の1.5MW級ガスタービンのフィールドテストについての報告(GT－295)，DOEのATS計画の一貫としてSiemens Westinghouse社とソーラータービン社が実施する触媒燃焼器に関する研究についての報告(GT－57)，AGATAプロジェクトの一貫として，触媒燃焼器出口で燃焼ガスの温度および酸素濃度をCARS法により計測する手法についての検討（GT－114）などがある。また，在来型ガスタービンに関しては，ロールスロイス社のガスタービンRB211のディフューザー形状の最適化に関する実験および解析的検討（GT－237），ソーラータービン社の希薄予混合燃焼の強化を目的とした燃焼器壁面冷却構造とTBCに関する研究（GT－239），燃焼器壁面温度予測に関する研究（GT－59，134）などの講演があった。

4．代替燃料

石炭やバイオマスのガス化燃料用の高温ガスフィルターに関しては，Siemens Westinghouse社（GT－267）やオークリッジ国立研究所（GT－278，320）による研究，Fluentによる高温ガスフィルタープロセスに関する研究(GT－354)，および高温ガス精製後の燃料のNOx生成特性に関する研究（GT－398），フュエルNOxを低減する2段燃焼法に関する解析的検討（GT－294）などがある。また，Battelleを中心としたバイオマスガス化に関する計画（GT－192），バイオマスの空気吹きガス化燃料と天然ガスを用いたサイクルについての実験的検討（GT－322）やバイオマスガス化発電プラントプロセスについてのガス化燃料中の水分の影響（GT－397），石炭とバイオマスを混合した原料のガス化に関する検討（GT－191）などの講演があった。

5．その他

レーザーを用いた着火（GT－116）やPLIFを用いた噴霧燃焼の計測に関する研究（GT－117），LIFやアセトンの蛍光を用いた予混合気の均一度向上に関する検討(GT－135，277，399)，燃料電池とガスタービンを組み合わせたシステムに関する検討（GT－356，360，361，400，419，430)などがあった。また，液体噴霧に関する実験的および解析的検討に関する講演が5件ほどあった。

8．制御と診断

崎田　武史*1
SAKIDA Takeshi

制御と診断に関するセッションは，ほぼ昨年なみの，5論文セッション，2パネルディスカッションセッション，及び1チュートリアルセッションが開催された。論文の発表数は27件で，米国が12件で最も多く，続いてイギリス，イタリアが4件，以下ドイツ，ギリシャ，オランダが2件となっている。この分野に関する日本からの発表はなかった。本分野では，ガスタービン制御技術よりむしろ航空エンジンや産業用ガスタービンの運転時の部品の状態を計測する技術や，それをもとにした故障診断技術に重点がおかれていた。以下にその概略を示す。

性能診断

ガスタービンの性能診断技術や，それを利用したメンテナンス手法に関する報告が中心で故障／劣化診断のインテリジェント化が急速に進んできている。

原稿受付　1999年7月15日
＊1　石川島播磨重工業㈱ 要素技術部 実験グループ
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

計測ノイズの影響を考慮したセンサ故障の分離法(GT－303）や，コンバインドサイクルガスタービンプラントの性能低下要因の診断法（GT－364），2軸GTのタービンブレード付着物の影響による性能変化を評価したもの（GT－362）等があった。またWoodwordからコンピュータネットワークを利用したガスタービン制御及び監視システムの紹介があった（GT－064)。

センサ技術

高温での温度計測用センサの報告等，5件の発表があった。

燃焼ガスのスペクトル分析を利用したTIT計測センサの紹介では解析及び実験の比較を行い評価を行っていた(GT－309)。パイロメータを用いて2種類のセラミック材料表面の温度やガス温度の計測結果の報告があった(GT－305)。いずれもパイロメータを高温ガス温度計測にも利用しようとするものである。その他には光ファイバプローブを使った全圧，全温計測（GT－308）や，シ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

ジェット燃料やLNG燃料のH_2添加による燃焼性能の向上に関する研究（GT－56，115，359），ジェット燃料の燃焼安定性に関する研究（GT－107）や反応性に与える燃料中のS分の影響に関する研究（GT－298）など，燃焼性向上を目的とした燃料添加剤についての講演発表もあった。

3．燃焼器設計

触媒燃焼器に関しては，キャタリティカ社の1.5MW級ガスタービンのフィールドテストについての報告(GT－295)，DOEのATS計画の一貫としてSiemens Westinghouse社とソーラータービン社が実施する触媒燃焼器に関する研究についての報告(GT－57)，AGATAプロジェクトの一貫として，触媒燃焼器出口で燃焼ガスの温度および酸素濃度をCARS法により計測する手法についての検討（GT－114）などがある。また，在来型ガスタービンに関しては，ロールスロイス社のガスタービンRB211のディフューザー形状の最適化に関する実験および解析的検討（GT－237），ソーラータービン社の希薄予混合燃焼の強化を目的とした燃焼器壁面冷却構造とTBCに関する研究（GT－239），燃焼器壁面温度予測に関する研究（GT－59，134）などの講演があった。

4．代替燃料

石炭やバイオマスのガス化燃料用の高温ガスフィルターに関しては，Siemens Westinghouse社（GT－267）やオークリッジ国立研究所（GT－278，320）による研究，Fluentによる高温ガスフィルタープロセスに関する研究(GT－354)，および高温ガス精製後の燃料のNOx生成特性に関する研究（GT－398），フュエルNOxを低減する2段燃焼法に関する解析的検討（GT－294）などがある。また，Battelleを中心としたバイオマスガス化に関する計画（GT－192），バイオマスの空気吹きガス化燃料と天然ガスを用いたサイクルについての実験的検討（GT－322）やバイオマスガス化発電プラントプロセスについてのガス化燃料中の水分の影響（GT－397），石炭とバイオマスを混合した原料のガス化に関する検討（GT－191）などの講演があった。

5．その他

レーザーを用いた着火（GT－116）やPLIFを用いた噴霧燃焼の計測に関する研究（GT－117），LIFやアセトンの蛍光を用いた予混合気の均一度向上に関する検討(GT－135，277，399)，燃料電池とガスタービンを組み合わせたシステムに関する検討（GT－356，360，361，400，419，430)などがあった。また，液体噴霧に関する実験的および解析的検討に関する講演が5件ほどあった。

8．制御と診断

崎田　武史*1
SAKIDA Takeshi

制御と診断に関するセッションは，ほぼ昨年なみの，5論文セッション，2パネルディスカッションセッション，及び1チュートリアルセッションが開催された。論文の発表数は27件で，米国が12件で最も多く，続いてイギリス，イタリアが4件，以下ドイツ，ギリシャ，オランダが2件となっている。この分野に関する日本からの発表はなかった。本分野では，ガスタービン制御技術よりむしろ航空エンジンや産業用ガスタービンの運転時の部品の状態を計測する技術や，それをもとにした故障診断技術に重点がおかれていた。以下にその概略を示す。

性能診断

ガスタービンの性能診断技術や，それを利用したメンテナンス手法に関する報告が中心で故障／劣化診断のインテリジェント化が急速に進んできている。

原稿受付　1999年7月15日
＊1　石川島播磨重工業㈱ 要素技術部 実験グループ
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

計測ノイズの影響を考慮したセンサ故障の分離法(GT－303）や，コンバインドサイクルガスタービンプラントの性能低下要因の診断法（GT－364），2軸GTのタービンブレード付着物の影響による性能変化を評価したもの（GT－362）等があった。またWoodwordからコンピュータネットワークを利用したガスタービン制御及び監視システムの紹介があった（GT－064)。

センサ技術

高温での温度計測用センサの報告等，5件の発表があった。

燃焼ガスのスペクトル分析を利用したTIT計測センサの紹介では解析及び実験の比較を行い評価を行っていた(GT－309)。パイロメータを用いて2種類のセラミック材料表面の温度やガス温度の計測結果の報告があった(GT－305)。いずれもパイロメータを高温ガス温度計測にも利用しようとするものである。その他には光ファイバプローブを使った全圧，全温計測（GT－308）や，シ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

ングルセンサ式圧力プローブのためのデータ解析手法の紹介（GT－304）があった。

エンジン用センサとして従来のセンサでは困難な高温計測や空力プローブの小型化のため光技術を利用する方向にある。

ガスタービン制御システム

ガスタービンプラントのモデル化とモデル利用の適応制御手法の紹介（GT－2，62）や，可変容量燃料ポンプ適用による燃料システムの熱管理，過渡応答および計量精度の改善（GT－63），低圧圧縮機からの抽気空気の新しい制御方式の採用（GT－60）といったエンジン部品の制御に関する発表を中心に計6件の報告があった。

ターボ機械の計器

GE製産業用ガスタービンにおける放射温度計による温度計測誤差の評価方法（GT－311）や，ロータリバルブアクチュエータを使用したノイズのアクティブコントロール（GT－403），圧縮機翼の表面粗さの影響を流れ場の状態量を計測することにより調査した（GT－366）発表があった。

計測装置とデータ収集

ガス温度，翼振動，軸受温度といった状態量の計測方法や監視といった点に関して発表があった。

現状の熱電対の計測と比較して，長期安定性を持った熱電対を用いた温度計測をすることによるガスタービン効率の向上（GT－401）や，ストラット付排気ディフューザの流れ場計測（GT－418），周波数150～20000 Hz内の常温条件での翼振動計測法（GT－140），光ファイバを使った安定状態での翼たわみ計測（GT－310），リアルタイムの軸受監視システム（GT－307）の報告があった。

パネルディスカッションセッション

パネルディスカッションセッションとしてセンサメーカであるBICC社主催のもとにアクティブチップクリアランスコントロールが開催された。BICC社からはアクティブコントロールの必要性，利点やセンサの紹介があった。GE，ABB，ロールスロイス等のエンジンメーカから，実機のチップクリアランス計測の紹介があった。またセンサ使用の実経験からコスト，寿命といった点に関しての問題点が指摘されていた。

もう1件のパネルセッション（次世代のエンジン計測）では，エンジンメーカから次世代エンジンにおける計測環境や，計測装置に要求される点についての展望が報告された。

チュートリアルセッション

制御・診断レビューセッション1件のみの開催であった。制御・診断システムへのマルコフモデルの適用，ガスタービン修正パラメータ，振動問題の診断ツールの3件について解説が行われた。

9．材料・構造および製造技術

松田　喜宏[*1]
MATSUDA Yoshihiro

1．全般

今回の材料関連のセッションはペーパーセッションが3，パネルディスカッションセッションが5，チュートリアルセッションが1の合計9であった。全般に論文の発表が少なく，パネルディスカッションでの発表件数が論文発表を上回っており，論文件数は前年より少ない。材料関係の研究開発では，最近の傾向としてセラミックスや複合材料に関連したものが活発に行われており，金属系材料のトピックスは，ガスタービン部品の補修技術・材料の再生技術に関するものが多くなっている。今回のセッションでも，パネルディスカッションを含め，補修・修理，材料再生技術に関して多数発表されており，この分野の関心の高さがうかがえた。補修加工・再生技術に関する発表は19件になった（うち論文発表4件）。その他，耐熱材料・寿命評価に関するものが19件（うち論文発表4件），コーティングに関するものが4件であった。これらについて，以下に，分野別に内容を紹介する。

2．補修加工・再生技術

大型ガスタービンエンジンのタービンブレード，ノズルの補修を中心に，溶接，ロー付け，コーティング等，各種修理手法が紹介された。それらのなかで，IN 738のレーザー溶接およびTIG溶接による補修について，溶接施工時や熱処理時に生じる割れをなくすために，処理温度のコントロールや，フィラーメタルを使用することによる，実際の適用条件について検討した結果が報告された（GT－313）。また，クラックが発生した箇所に母材と同等材の粉末を塗布し，熱処理によりクラック部

原稿受付　1999年7月14日
＊1　川崎重工業㈱ ジェットエンジン事業部
〒673-8666 明石市川崎町1-1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/06.

ングルセンサ式圧力プローブのためのデータ解析手法の紹介（GT－304）があった。

エンジン用センサとして従来のセンサでは困難な高温計測や空力プローブの小型化のため光技術を利用する方向にある。

ガスタービン制御システム

ガスタービンプラントのモデル化とモデル利用の適応制御手法の紹介（GT－2，62）や，可変容量燃料ポンプ適用による燃料システムの熱管理，過渡応答および計量精度の改善（GT－63），低圧圧縮機からの抽気空気の新しい制御方式の採用（GT－60）といったエンジン部品の制御に関する発表を中心に計6件の報告があった。

ターボ機械の計器

GE製産業用ガスタービンにおける放射温度計による温度計測誤差の評価方法（GT－311）や，ロータリバルブアクチュエータを使用したノイズのアクティブコントロール（GT－403），圧縮機翼の表面粗さの影響を流れ場の状態量を計測することにより調査した（GT－366）発表があった。

計測装置とデータ収集

ガス温度，翼振動，軸受温度といった状態量の計測方法や監視といった点に関して発表があった。

現状の熱電対の計測と比較して，長期安定性を持った熱電対を用いた温度計測をすることによるガスタービン効率の向上（GT－401）や，ストラット付排気ディフューザの流れ場計測（GT－418），周波数150～20000 Hz内の常温条件での翼振動計測法（GT－140），光ファイバを使った安定状態での翼たわみ計測（GT－310），リアルタイムの軸受監視システム（GT－307）の報告があった。

パネルディスカッションセッション

パネルディスカッションセッションとしてセンサメーカであるBICC社主催のもとにアクティブチップクリアランスコントロールが開催された。BICC社からはアクティブコントロールの必要性，利点やセンサの紹介があった。GE，ABB，ロールスロイス等のエンジンメーカから，実機のチップクリアランス計測の紹介があった。またセンサ使用の実経験からコスト，寿命といった点に関しての問題点が指摘されていた。

もう1件のパネルセッション（次世代のエンジン計測）では，エンジンメーカから次世代エンジンにおける計測環境や，計測装置に要求される点についての展望が報告された。

チュートリアルセッション

制御・診断レビューセッション1件のみの開催であった。制御・診断システムへのマルコフモデルの適用，ガスタービン修正パラメータ，振動問題の診断ツールの3件について解説が行われた。

9．材料・構造および製造技術

松田　喜宏[*1]
MATSUDA Yoshihiro

1．全般

今回の材料関連のセッションはペーパーセッションが3，パネルディスカッションセッションが5，チュートリアルセッションが1の合計9であった。全般に論文の発表が少なく，パネルディスカッションでの発表件数が論文発表を上回っており，論文件数は前年より少ない。材料関係の研究開発では，最近の傾向としてセラミックスや複合材料に関連したものが活発に行われており，金属系材料のトピックスは，ガスタービン部品の補修技術・材料の再生技術に関するものが多くなっている。今回のセッションでも，パネルディスカッションを含め，補修・修理，材料再生技術に関して多数発表されており，この分野の関心の高さがうかがえた。補修加工・再生技術に関する発表は19件になった（うち論文発表4件）。その他，耐熱材料・寿命評価に関するものが19件（うち論文発表4件），コーティングに関するものが4件であった。これらについて，以下に，分野別に内容を紹介する。

2．補修加工・再生技術

大型ガスタービンエンジンのタービンブレード，ノズルの補修を中心に，溶接，ロー付け，コーティング等，各種修理手法が紹介された。それらのなかで，IN 738のレーザー溶接およびTIG溶接による補修について，溶接施工時や熱処理時に生じる割れをなくすために，処理温度のコントロールや，フィラーメタルを使用することによる，実際の適用条件について検討した結果が報告された（GT－313）。また，クラックが発生した箇所に母材と同等材の粉末を塗布し，熱処理によりクラック部

原稿受付　1999年7月14日
＊1　川崎重工業㈱ ジェットエンジン事業部
〒673-8666 明石市川崎町1-1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/06.

を充填し母材に拡散させる手法の他，ブレードチップ部の補修等により，タービン部品の寿命延長を可能にするプロセスについても報告があった（GT－445）。

長時間運転条件を模擬した高温・定応力条件下に曝した材料について，再熱処理やHIP処理を用いた再生技術に関する研究報告としては，Nimonic 80 A及びIN 738についてクリープ試験片を用いた検討結果がある（GT－444）。ここではクリープ試験での評価で，1.5%以上の歪みを与えた状態では，熱処理による材料の再生は認められなかったことが報告されている。一方，GTD－111 DSブレードに関する再生処理については，γ'のソルバスより低い溶体化温度であるので，それより高い温度での処理が必要になることが報告されている（GT－425）。ミクロ組織観察を実施し，何回熱処理を繰り返し行うことが可能なのか，また，熱処理をすることで100%の回復が可能なのかといったことについても検討している。

補修関連のパネルセッションではコンプレッサーブレードへのTiNコーティングの有効性や，実際のエンジン部品の溶接，ロー付け等具体的な修理・補修事例を紹介し，補修時の工程についての説明があった。再生熱処理に関する報告も多数あった。

3．コーティング

タービンブレード用の新しいコーティングシステムとして，SC合金CMSX－4の基材の上に拡散防止層としてAl_2O_3の薄い層をCVIにより形成し，その上にPVD／NiCoCrAlY及び大気圧プラズマ溶射によるTBC層を付与した複層コーティングについての研究が報告された（GT－448）。セラミックコーティングとボンドコーティングの界面近傍のクラック発生について，4点曲げ試験で評価する方法が報告され，実際部品適用時に発生する応力についてFEM解析を用いて求めている（GT－380）。CoCrAlYの熱サイクルによる酸化挙動を重量変化の測定結果により分類し，Al濃度，酸化，剥離などを含む劣化モデルと対比し，寿命予測に適用可能であるとの結果を得た（GT－381）。また，補修時のコーティング除去手法として，酸洗にかわり残存コーティング層の上にアルミニウム層を溶射し，熱処理による拡散で脆いアルミニウム化合物を形成する手法について報告された。コーティング層を脆いアルミニウム化合物にするため，簡単に除去できる（GT－426）。また，ATS関連のパネルセッションではセラミック層にEB－PVDを適用する例が紹介された。

4．耐熱合金・寿命評価

ODS合金のMA 754についてHIP拡散接合条件を確立し，複雑な冷却構造を付与した中空タービンノズルへの適用のための製造プロセスの確立に関する報告があった（GT－131）。高温・高圧でのHIP処理により，溶接が不適なため接合方法に問題のあったODS合金への信頼性のある接合方法の適用が可能となった。DSタービン翼用に開発されたCM 186 LC®について，SC材としてタービンノズルセグメントへの適用トライを実施し，エンジンテストを実施している。この材料の適用は，DS合金としての実績があるため，従来のSC合金に比べ，結晶方位のずれや熱処理等で大幅に自由度があり，50%以上のコストダウンを可能にするものとしている（GT－379）。寿命評価についてはIN 738（CC），GTD－111（DS），CMSX－4（SC）についてそれぞれクリープ試験を実施し，クリープ速度の測定を実施した（GT－284）。また，そのうちIN 738について応力緩和法で寿命予測を実施し，その有効性が報告された（GT－285）。

10. 展　　示

藤井　龍雄[*1]
FUJII Tatsuo

展示は会議会場であるIndiana Convention CenterのExhibit Hallで行われた。案内書によると，出展ブースは大小あわせて約230社で，代表的なガスタービン・メーカの内，Siemens，三菱重工，日立，東芝，川崎重工の展示はなく，日本のガスタービン・メーカからの出展は石川島播磨重工のみと寂しいものであった。

展示内容別では，1社で複数の分野の展示もあり正確には把握できないが，おおよそ，表1のようになっている。

表1　展示企業の分類

メーカ分類		国別分類	
ガスタービン関連機器	18%	アメリカ	68%
エンジニアリング、コンサルタントなど	16%	イギリス	12%
センサ、計測機器など	16%	カナダ	6%
加工機械、加工など	13%	オランダ	3%
ガスタービン部品	12%	ドイツ	2%
官公庁、学会、出版など	8%	スイス	1%
計算ソフト、設計サービス	8%	スウェーデン	1%
ガスタービン	7%	日本	1%
材料	2%	フランス	1%
		ベルギー	1%
		その他	3%

原稿受付　1999年7月2日
＊1　川崎重工㈱ 明石技術研究所 ガスタービン技術研究部
〒673-8666 明石市川崎町1-1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

を充填し母材に拡散させる手法の他，ブレードチップ部の補修等により，タービン部品の寿命延長を可能にするプロセスについても報告があった（GT－445）。

長時間運転条件を模擬した高温・定応力条件下に曝した材料について，再熱処理やHIP処理を用いた再生技術に関する研究報告としては，Nimonic 80 A及びIN 738についてクリープ試験片を用いた検討結果がある（GT－444）。ここではクリープ試験での評価で，1.5%以上の歪みを与えた状態では，熱処理による材料の再生は認められなかったことが報告されている。一方，GTD－111 DSブレードに関する再生処理については，γ'のソルバスより低い溶体化温度であるので，それより高い温度での処理が必要になることが報告されている（GT－425）。ミクロ組織観察を実施し，何回熱処理を繰り返し行うことが可能なのか，また，熱処理をすることで100%の回復が可能なのかといったことについても検討している。

補修関連のパネルセッションではコンプレッサーブレードへのTiNコーティングの有効性や，実際のエンジン部品の溶接，ロー付け等具体的な修理・補修事例を紹介し，補修時の工程についての説明があった。再生熱処理に関する報告も多数あった。

3．コーティング

タービンブレード用の新しいコーティングシステムとして，SC合金CMSX－4の基材の上に拡散防止層としてAl_2O_3の薄い層をCVIにより形成し，その上にPVD／NiCoCrAlY及び大気圧プラズマ溶射によるTBC層を付与した複層コーティングについての研究が報告された（GT－448）。セラミックコーティングとボンドコーティングの界面近傍のクラック発生について，4点曲げ試験で評価する方法が報告され，実際部品適用時に発生する応力についてFEM解析を用いて求めている（GT－380）。CoCrAlYの熱サイクルによる酸化挙動を重量変化の測定結果により分類し，Al濃度，酸化，剥離などを含む劣化モデルと対比し，寿命予測に適用可能であるとの結果を得た（GT－381）。また，補修時のコーティング除去手法として，酸洗にかわり残存コーティング層の上にアルミニウム層を溶射し，熱処理による拡散で脆いアルミニウム化合物を形成する手法について報告された。コーティング層を脆いアルミニウム化合物にするため，簡単に除去できる（GT－426）。また，ATS関連のパネルセッションではセラミック層にEB－PVDを適用する例が紹介された。

4．耐熱合金・寿命評価

ODS合金のMA 754についてHIP拡散接合条件を確立し，複雑な冷却構造を付与した中空タービンノズルへの適用のための製造プロセスの確立に関する報告があった（GT－131）。高温・高圧でのHIP処理により，溶接が不適なため接合方法に問題のあったODS合金への信頼性のある接合方法の適用が可能となった。DSタービン翼用に開発されたCM 186 LC®について，SC材としてタービンノズルセグメントへの適用トライを実施し，エンジンテストを実施している。この材料の適用は，DS合金としての実績があるため，従来のSC合金に比べ，結晶方位のずれや熱処理等で大幅に自由度があり，50%以上のコストダウンを可能にするものとしている（GT－379）。寿命評価についてはIN 738（CC），GTD－111（DS），CMSX－4（SC）についてそれぞれクリープ試験を実施し，クリープ速度の測定を実施した（GT－284）。また，そのうちIN 738について応力緩和法で寿命予測を実施し，その有効性が報告された（GT－285）。

10. 展　　示

藤井　龍雄[*1]
FUJII Tatsuo

展示は会議会場であるIndiana Convention CenterのExhibit Hallで行われた。案内書によると，出展ブースは大小あわせて約230社で，代表的なガスタービン・メーカの内，Siemens，三菱重工，日立，東芝，川崎重工の展示はなく，日本のガスタービン・メーカからの出展は石川島播磨重工のみと寂しいものであった。

展示内容別では，1社で複数の分野の展示もあり正確には把握できないが，おおよそ，表1のようになっている。

表1　展示企業の分類

メーカ分類		国別分類	
ガスタービン関連機器	18%	アメリカ	68%
エンジニアリング、コンサルタントなど	16%	イギリス	12%
センサ、計測機器など	16%	カナダ	6%
加工機械、加工など	13%	オランダ	3%
ガスタービン部品	12%	ドイツ	2%
官公庁、学会、出版など	8%	スイス	1%
計算ソフト、設計サービス	8%	スウェーデン	1%
ガスタービン	7%	日本	1%
材料	2%	フランス	1%
		ベルギー	1%
		その他	3%

原稿受付　1999年7月2日
＊1　川崎重工㈱ 明石技術研究所 ガスタービン技術研究部
〒673-8666 明石市川崎町1-1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

フィルター，ポンプ等のガスタービン関連機器が最も多く，それに続いてエンジニアリング，計測機器が多く，ガスタービンは7％と少ない。また国別では，地元の米国が圧倒的に多く，英国，カナダと続き，日本は3社（1％）となっている。

筆者は今回が初めての参加のため，以前の展示との比較はできないが，以前の見聞録を読む限り，ガスタービン・メーカの展示が質素になってきている傾向は変わらないような印象を受けた。

展示で目立ったところを紹介すると，Rolls-Royceは地元ということもあり，最大規模の展示をしており，ガスタービン自動車やAE 3007実機の他，WR－21等の模型も数多く展示していた。その他，実機の展示では，AlliedSignalのASE 40やDERAが1997年の大会と同様，2号ジェットエンジンを展示していた。

最近話題となっているマイクロ・ガスタービンでは，NRECがPowerWorksを，また，Advanced Vehicle Systemsは，CapstoneのMicro Turbineを搭載したハイブリッド・バス（Tennessee州Chattanoogaで実際に運行している）を展示して，注目を集めていた。

主なガスタービン・メーカの展示では，ABBはGT 24の模型とAEVバーナを，Pratt & Whitneyはガスタービンのパネル展示とブラシ・シールのデモを行っていた。GEはDLN燃焼器のカットモデルとLM 2500＋の模型を，また，日本メーカで唯一の展示である石川島播磨重工業はLM 2500，LM 6000等のパネル展示をしていた。

コンピュターによる流体解析や構造解析のソフトウエアやこれらを使ったサービス分野についても，adapco, Fluent, NREC, Concepts ETIなど数多く出展があった。その他，ガスタービン関連機器や計測機器等数多くの展示があったが，筆者の知識が少ないこともあり，十分お伝えできなかったことをご容赦願いたい。

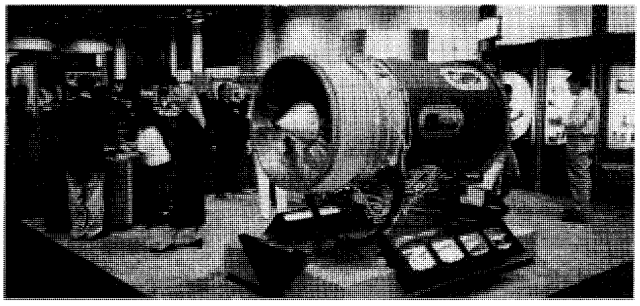


写真1　Rolls-Royceのブース

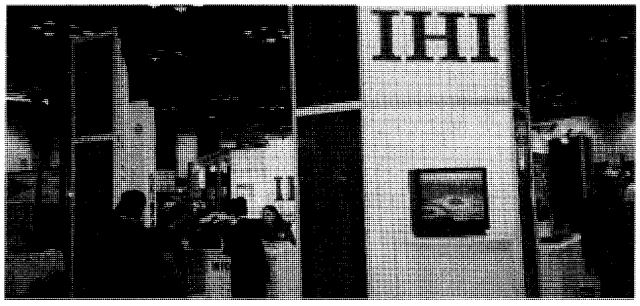


写真2　石川島播磨重工のブース

写真3　NRECのPowerWorks

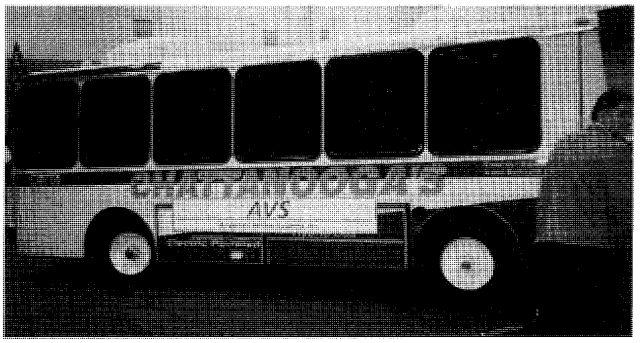


写真4　Micro Turbine搭載のハイブリッド・バス

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

アライドシグナル社 75 kW マイクロガスタービン発電装置

髙瀬　謙次郎*1
TAKASE Kenjiro

1．はじめに

次世代の分散電源としてマイクロガスタービン発電装置が米国のアライドシグナル社から間もなく発売される。従来はディーゼルエンジン，ガスエンジンに比して価格面で差があり小容量のガスタービン発電機は大々的に商品化されなかった。本マイクロガスタービン発電装置は同社の多年に亙る先行機（コジェネレーション，20 kW 戦車用補助装置，50 kW 自動車用ハイブリッド及び 37 kW 発電用）の開発・フィールドテストを通して市場導入の機会を得たわけである。

世界規模の分散電源として，大量生産を前提とした低価格，低保守費，低 NOx ならびに良質な空気特長として，ガス燃料用は今年 10 月から，液体燃料用は来年（2000 年）春から量産をはじめる。

本文はこの 75 kW 装置（正式には Parallon™：系統連携電源 grid-Parallel 及び独立電源 stand-alone に由来）の技術的特徴を紹介する。

2．主要機器構成

機能ブロック図 1 に示す如く，ガスタービンは一軸式再生サイクルで単段遠心圧縮式および単段ラジアルタービンに高周波発電機が直結されている。タービン入口温度は比較的低い 930℃ でそのため高級材料，空冷翼などを一切使わない。再生サイクル最適値として圧力比 3.7 が選ばれている。長寿命を考慮すると同時に多量生産の過給機の材料・製造技術が適用出来る圧力比とタービン入口温度である。図 2 のロータの写真の様にタービン，コンプレッサが発電機ロータにオーバハングされている。この一体ロータの定格速度は 64,000 rpm でジャーナルおよびスラストは空気軸受で支持されている。油潤滑系は不要でそのため保守の容易化が大きな特徴である。

永久磁石発電機で発生する高周波約 1100 Hz の交流電力はインバータにより直流化・電圧制御を経て，50 Hz 又は 60 Hz の電源として各負荷に給電される。始動時には電池又は系統よりの入力で別のインバータを通して発電機がモータになり起動される。

各センサからの信号を受けてエンジン燃料をコントロールするエンジン制御部，電力系統を制御する電力制御部を通して負荷全域，起動／停止および負荷投入時又は負荷遮断時にも非常に安定した電圧が保持されている。

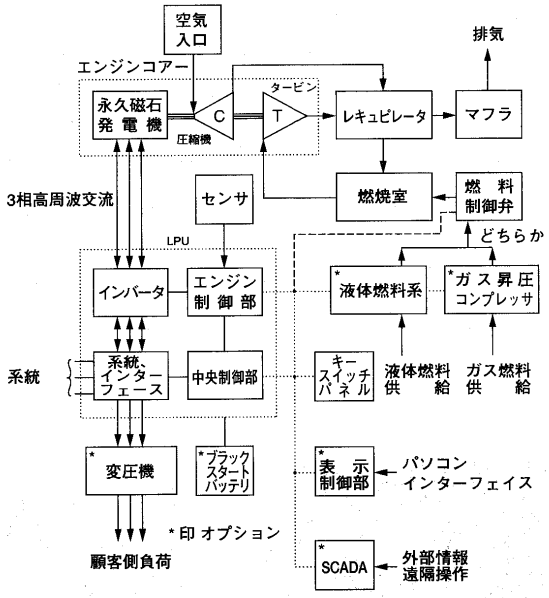


図 1　アライドシグナル社マイクロガスタービン発電機 “Parallon/75” 系統図

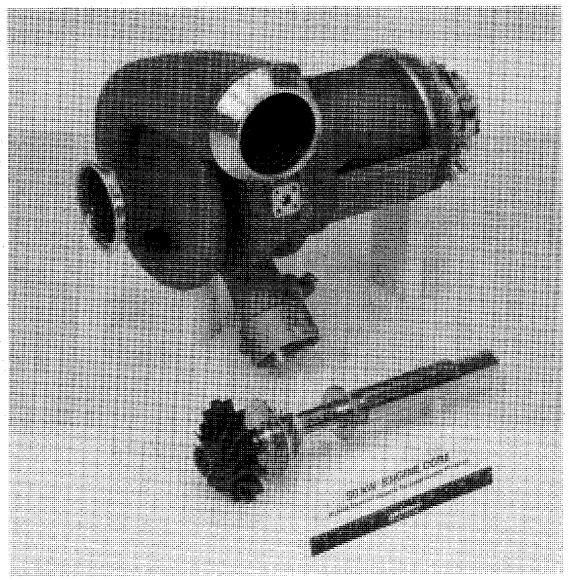


図 2　コアエンジン

燃焼器は単缶式で予混合，希薄燃焼を用い，低 NOx 25 ppm（$O_2$15%）を達成する。熱交換器は固定式（レキュピレータ）で温度効率は 90% を達成し，全負荷および部分負荷の熱効率向上の大きな役割を果たしている。この熱交換器は Fin & Plate のロー付型と Prime Sur-

原稿受付　1999 年 7 月 16 日
＊1　東京貿易㈱ 東日本事業カンパニー
〒104-8510 東京都中央区八丁堀 2-13-8

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

face の溶接型がある。

レキュピレータ出口の排ガスは 240℃ でコージェネレションに使う場合は総合エネルギー効率は 60～70% が期待出来る。シンプルサイクルに比して温度が低温のため低価格材料のコージェネ熱交換器が使える。70℃～80℃ の暖房用エコノマイザー，85℃～90℃ の温水焚吸収冷凍機用エコノマイザー，直接排ガスを熱源とする吸収冷凍機および追焚き蒸気ボイラ（約 7 atg）の 4 種類が標準として考えられている。

以上述べた装置の主要仕様を右の表 1 に示す。本パッケージ内の構成を図 3 に示す。

3．技術的特徴

以上述べた様に本装置は従来の小容量エンジン発電機（ディーゼル，ガスエンジン）にはないさまざまな特徴があるが下表の表 2 にまとめる。特に⊙印は従来の発電用ガスタービンにはない特長を示している。

表 2　アライドシグナル パワーシステム社の
マイクロガスタービン発電装置の特徴

⊙ディーゼルに匹敵する発電端熱効率
⊙回転体は高速一体ロータのみ
⊙潤滑油系統，冷却水系統不要
・多種燃料（液体燃料，ガス燃料可能）
⊙減速ギヤなし
⊙別置きスタータ不要
・低 NOx（25 ppm　15% O_2）
・軽量
⊙高精度インバータにより高品質電力供給
・低振動，コンパクトなため設置容易
⊙妥当なイニシャル価格
⊙保守費格安

同機内には SCADA（Supervisory Control and Data Acquisition），DCU（Display Control Unit）が備えつけられ，同期化制御，データ収集，遠隔操作が可能である。復数台（最大 N＝10 台）を利用することによりその特徴を倍加される。

4．応用

既存のエネルギー産業大手 Distributor や Service Network と手を組み世界規模の市場で，§3 で述べた技術的特徴をセーリングポイントに本年秋から量産を開始する。電力需要の平準化，環境問題の社会要求と，顧客の経済的要求を満たす分散電源として種々の応用が期待される。

現在，米国の電力・ガスの総代理店が中心に，ファミリーレストラン，銀行，倉庫等にフィールドテストを実施中である他，本 75 kW を 6 台復合したコージェネ利用のホテル（インド），廃ガス利用（カナダ），コンビニストア，病院，温室栽培，電源車など応用は広い。2003 年には 30,000～45,000 台の販売が予想されている。

表 1　75 kw マイクロガスタービン発電装置スペック

規格	ETL；CE；UL；
最大出力	75 kW（ISO 条件　15℃，760 mmHg）
熱効率（電気端）	目標 30%，最低 28.5%（最大出力にて）
NOx（15% O_2 にて）	標準 25 ppm
騒音	65 dBA：半径 10 m，高さ 1.5 m における計測点
燃料	ガス燃料（13 A, LPG, 低発熱量ガス）；液体燃料（灯油，軽油，ナフサ） 圧力 5.3～6.0 気圧ゲージ（オプション：ガス昇圧機付）
電気出力	電力：交流 275 V，50/60 Hz，3 相　接続：商用電源又は独立電源 オプション：内部 120/208 V，又は外部 240 V～600 V（6 ヶのオプションあり） 情報：SCADA（監視・情報収集：オプション）
周波数	50 Hz 又は 60 Hz　許容＋－5%
高調波	最大総合ひずみ率：5 % 最大各次ひずみ率：3 %
保護回路	周波数過度・不足トリップ，電圧過度・不足トリップ 発電モード時通電前の相ずれ，シーケンスチェック インバータ温度上昇トリップ
パッケージ （全天候型）	寸法 1.22 m 巾×2.34 m 長×2.37 m 高， 重量 1540 kg　内：ブラックスタート用バッテリ 122 kg， ガス昇圧機159kg，120/208V自動変圧器100kg
複合運転	負荷増減に従い台数制御可（N＝10 台迄）
コージェネ	温水熱出力約 90 kW 発注
空気量	ガスタービン本体：580 ℓ/s， 冷却空気量：エンクロジャー：570 ℓ/s， 電子部品：90 ℓ/s，ガス昇圧機：240 ℓ/s

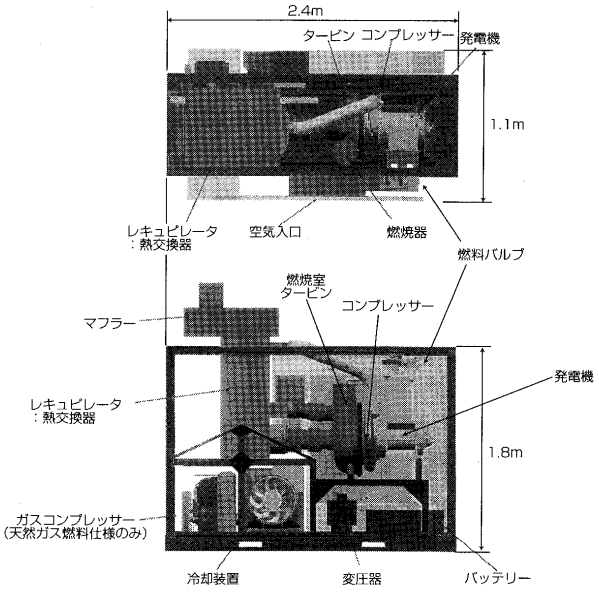


図 3　パッケージ構成図

5．あとがき

世界の総代理店から数々のモデル改造提案を募り数多くの応用分野を拡大しユーザニーズに答えようとしている。又，350 kW を中心としたラインアップを設計中で 2002 年前後にはフィールドテストが計画されている。

長年夢であった小容量のガスタービンは車両用よりは発電用として大量生産される。今後数多くの応用分野で運転され，その性能と信頼性が早く認められるよう期待している。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.188.0.144, 2025/03/05.

GCM1エンジン

山田　次雄[*1]　YAMADA Tsuguo
長谷川　清[*2]　HASEGAWA Kiyoshi

1．経緯

ガスタービンコンプレッサGCM1Bは戦後日本の航空用ガスタービンの嚆矢として日本ジェットエンジン株式会社がJ3型エンジンを開発していた頃，当時の新三菱重工業が航空機F－104用J79エンジンの始動用空気源装置として開発した軽量小型ガスタービンである。昭和32年6月に防衛庁の要求仕様が公表され，国内4社間の競争設計の上，新三菱重工業が指名され，試作試験の後，昭和37年10月に機材として制式化された。昭和33年3月に設計を完了し，同12月には試作1号機の運転開始，昭和34年3月には2号機を防衛庁技術本部第3研究所に納入，翌年8月までに200時間耐久試験を完了した。始動制御の自動化及び性能向上を図った3号機を昭和36年に納入し，耐寒試験を実施，引き続きMIL－C－4851Bに準じた始動・停止試験を1006回実施した。4号機では同様な始動・停止試験を総計3030回実施した。5号機にて各種実用試験を行なって一連の試験を終了，量産が開始された。昭和53年3月までに累計163台生産され，用途はF－4航空機始動用機材として追加されたが，現在もオーバホールされながら使用されている。その間昭和39年には日本機械学会賞受賞の栄誉に浴している。

2．主要諸元

形式	抽気式ガスタービンコンプレッサ
空気取入口	環状
圧縮機	遠心1段
燃焼器	環状4分割， ウオーキングステッキ型蒸発器
タービン	軸流2段
出力	圧縮機出口空気の一部抽気
主軸回転数	36,000 rpm
燃料	JP－4
潤滑油	MIL－O－6081 Grade 1010
大きさ mm	657 W＊708 H＊1182 L
乾燥重量	145 kg（補機を含む）

3．主要性能（15℃ 海面上）

抽気圧力	0.37 MPa abs（ダクトなし）
抽気流量	0.92 kg／s
抽気温度	195℃
空気馬力★	136 kw
タービン空気流量	1.97 kg／s
タービン入口温度	820℃
燃料流量	120 kg／h

★抽出空気でタービンを駆動した場合得られる軸出力

4．構造

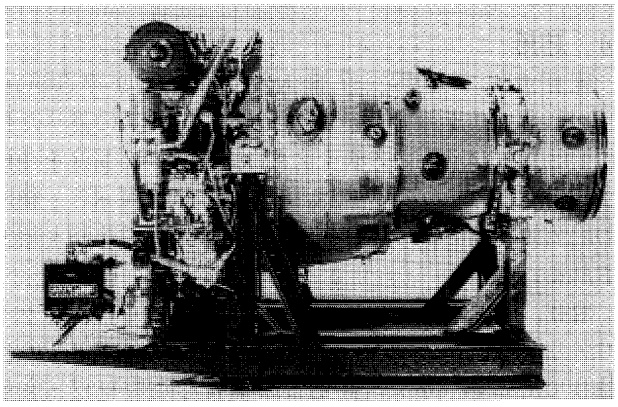
4.1　主軸は圧縮機インペラ前に玉軸受，タービン後はころ軸受で支えられている。ころ軸受は主軸の固有振動数を下げ，かつ熱膨張の緩和のため十字懸垂方式で支持される。高温部の分解，点検に便利なように，エンジンベッドに載せたままエンジン外筒を後方へ移動させて，内部の燃焼筒を取り外すことができる。

4.2　圧縮機

圧力比は3.7，流量2.9 kg／s，インペラの出口直径は244 mmである。ディフューザはラジアルディフューザとアキシャルディフューザで構成されている。インペラはアルミ合金（RR 59鍛造品）の削り出しで翼枚数は16枚でラジアル流出，バックワード角はなし。ディフューザはチャンネル型13枚で入口部は耐熱合金でアルミ合金製の本体に取り付けられている。インペラの生産初期の頃は手仕上げによる加工もあったが5軸マシニングセンタの登場により性能均一化及び生産コストに大幅な改善がなされている。

4.3　燃焼器

燃焼器は4セクタの燃焼筒の集合体でその後部のトラ



原稿受付　1999年7月26日
＊1　中菱エンジニアリング㈱ 小牧事業所
〒485-0826 愛知県小牧市東田中1200
＊2　三菱重工業㈱ 名古屋誘導推進システム製作所

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

ンジションライナで1個にまとめられている。燃焼筒は2個のセクタづつ伝炎管で連結されており，材料はSUS 310が使われている。1個のセクタにウオーキングステッキ型蒸発器と主燃料噴射弁をそれぞれ3個づつ持っている。始動用として渦巻圧力噴霧式始動燃料噴射弁を左右に各1個づつ備えている。量産の初期段階にはセクタ1個につき3個の逆流分割式環状蒸発器であったが，耐久性改善のため，ウオーキングステッキに改良された。

4.4 タービン

タービンは1，2段ともにNimonic 90で1段目は翼枚数29枚，2段目は24枚で，いずれも鍛造素材から全削り出し加工である。ノズルは第1段が中空，第2段は中実である。中空ノズルを通った空気は燃焼器の2次空気や主軸の冷却，タービン部の冷却に使用される。1段と2段の仕事の配分は1段目がガスゼネレータ分，2段目が出力分に配分されている。

4.5 主軸

主軸は前部玉軸受に支えられ，インペラを圧入した前部軸と中間軸はインローとボルトにより，中間軸の後端と第1段タービンロータスペーサ，第2段タービンロータ及び後部ころ軸受に支持された後部軸は4本のリーマボルトで結合されている。開発初期には振動問題が発生して，結合部の接触面積の最適化やボルトの締め付け力を均等にする等，アンバランス発生防止の対策が採用された。

4.6 エンジン制御系統

制御はハイドロメカによる完全自動で操作盤のスイッチにより，始動，加速，アイドル静定ができる。また同じく負荷スイッチを投入すると自動的に負荷状態(抽気)で静定する。抽気は圧縮機を出た後，バイパス弁を備えたエルボ部に入り，スロートによる流量制限管を通って抽気弁に至る。抽気弁のバタフライを開くことによりダクトに空気が送られる。抽気が不要なときはバタフライが閉まり，バイパス弁が開いて空気をバイパスする。このような負荷の急変に対応してバイパス弁には圧力検出機構が設けてある。始動時には圧縮機のサージを回避するため空気をバイパスする必要があるが特に負荷用圧縮機と兼用のこのタイプでは大流量のバイパスが必要である。大気圧，圧縮機前静圧，圧縮機出口圧をダイヤフラム，ベローズの組み合わせにより圧力差を検知する検出器によりバイパス弁開度をコントロールしており，検出器は55%回転付近から圧力差を検知し始める。主燃料は燃焼器が蒸発管式のため燃料ポンプの作動圧力は2.5 MPaである。歯車式燃料ポンプを出た燃料は加速弁に入るが，加速弁には圧縮機出口圧が導かれており，燃料圧力との相互力で加速燃料流量がコントロールされる。圧縮機出口圧が入ってくる部屋にはブリード量を調整できる針弁が設けられており，燃料の出口側の燃料圧力調整ネジにより微量調整ができる。振り子式ガバナーにより定常回転に調速される。振り子軸及びそれとリンクで繋がれた案内弁は潤滑性ひいては作動の確実性，耐久性の確保のため潤滑油を使用しており，案内弁の動きを潤滑油が主燃料弁に伝えている。主燃料弁を通過した燃料はクラッキング圧が0.37～0.39 MPaの昇圧弁を通って12個の噴射ノズルに送られる。各ノズルの噴射量のばらつきは7%以内に規制されている。制御系の開発はガスタービン本体の開発に劣らないエネルギが費やされた。当初歯車ポンプの軸受の摩耗，抽気弁バタフライ支持軸受の異常摩耗，ベローズ破損などに悩まされた。

4.7 潤滑系統

エンジン内は潤滑油を残さないドライサンプ方式が採用されており循環量は5.5リットル／分で配分は前部玉軸受1.5リットル／分，タービン軸受3リットル／分，残りは補機部。圧力は0.83 MPa，フィルタは10ミクロンである。送油1連，排油2連の歯車ポンプとなっている。

4.8 始動及びその他の系統

始動はスタータジェネレータで行い，スタータジェネレータは直流電源24 V 36 AHバッテリを使用するのが通常である。外部電源からも使えるようにリセプタクルが用意されている。なおスタータジェネレータは回転数が32%以上ではジェネレータとして働き，28 Vでバッテリ充電する。スタータジェネレータにはスイッチオンの瞬間には約350アンペアの電流が流れ，リレーによりオンされる。3接点，遠心振り子式スピードスイッチで，11.5%回転数到達で主燃料ソレノイド弁を開き，運用回数積算計をカウントさせる。32%では始動燃料ソレノイド弁が閉じ，点火プラグ及びスタータへの電流をカットする。105%では主燃料ソレノイド弁を閉じ，非常灯を点灯する。定格回転数に到達すると抽気準備完了を示す抽気灯を点灯させる空気圧力スイッチがついている。点灯後抽気スイッチを押すと抽気弁ノソレノイドが動いて抽気が始まる。抽気灯が点灯していない時はスイッチを押しても抽気はしない。

5. 運用

GCM 1 Bのオーバーホール間隔（TBO）は最初1000回始動から始まって，1500回，2000回，3000回まで徐々に引き上げられたが，延長に当たってはスクランブル発進対応時以外緩加速にして高温部の熱衝撃を和らげる工夫などが採用された。通常加速は30秒で定格回転数に到達するが，緩加速では45秒になる。緩加速は切り替えスイッチによりタイムリレーを働かせて主燃料回路中にある始動燃料制御弁の開度をおくらせる。

6. あとがき

これまで三菱重工業㈱名古屋誘導推進システム製作所（当時新三菱重工業㈱名古屋航空機製作所）が初めて開発した抽気式ガスタービンコンプレッサについて述べてきたが，小型ガスタービンとはいえ，ガスタービンとし

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

てはすべてのコンポーネントを網羅しており，かつ現在のデジタル電子制御の目からは古いかもしれないが，全自動制御の採用など十分実用に耐えるものを開発できた。その後の当社の技術の基礎が，これにより築かれたことに言を俟たない。また地上機材であるため航空機の機体やメインエンジンのようにはいかないが，防衛庁の方々より実運用の中でいろいろなご意見やご指導を賜り，種々の改善が行われた。開発開始から40年以上経った現在もなお，第一線の地上機材として運用されている。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

報告

「1999年国際ガスタービン会議神戸大会」
—開催に際して—

有賀 一郎
ARIGA Ichiro

わが国における第7回目の国際ガスタービン会議が本年11月14日より19日まで神戸で開催されます。この会議のため1998年4月に組織委員会が発足し，組織委員長を仰せつかりましたので本稿をかりご挨拶させていただきます。会議の実際の企画・実施については葉山眞治委員長の下に実行委員会が設けられ現在着々と各種準備が進められております。

1971年に日本で最初のガスタービン国際会議が開かれましたが，その時は米国機械学会ガスタービン部門から提案があり，国内関係者間で検討した結果，日本機械学会と共催の形で実施されました。その際，準備・実施に当った組織などが中心となり，日本ガスタービン会議が発足し，以後，ガスタービン，ターボチャージャに関する情報交換の場として今日の本学会に改組され発展して参りました。これらの詳細はすでに種々の機会に紹介されておりますが，いづれにしてもこの国際会議が本学会の発展と密接な関わりをもっていることになります。第2回目の1977年からは本学会が主催学会として，内外の関連学会と協力し，過去6回，会議が開かれ，有意義な成果を上げて参りました。回を重ねる毎に会議の内容も色々工夫され，充実した形で運営されてきております。また，この会議の特徴はガスタービン，ターボチャージャの製品展示会が併催されることで，会議では研究発表がソフト的に情報交換されるのに対し，展示会ではハード面で実際の製品に接しうるという利点をもち，毎回好評を博しております。

今回の会議も過去の経験に基づいておりますが，新しい試みも加えられており，そのいくつかを紹介します。まず，開催地を従来の東京・横浜地区から神戸に選んだことであります。これはかねてガスタービン関連企業や学会会員が多い関西で開催の要望がありこれに応えたものであります。神戸は約4年半前に大きな災害を被りましたが，幸い復興も進んでおり，会議施設が充実しいるために選ばれました。また，経費面でも現在の経済事情を配慮し，企業に特別賛助会費の依頼は行わないことにしましたし，業者への業務委託もできる限り抑制し，経費の節減を計っております。実行委員会の構成も縮小化する一方，運営の機能化に務め，個別業務を各部門で決定し，相互の情報伝達が円滑にできるシステムをとっております。そのほか，サーキュラの発行回数を減らしましたが，見易い体裁に作られております。さらにホームページで最新情報を早く内外に提供できるようにしました。応募論文では従来の要旨のみによる採否決定を改め，全論文による選考で質的充実を計っております。また，海外から4名の著名な研究者を招き特別講演を予定しています。以上の会議の準備に当っては，海外の研究者を中心とするInternational Advisory Committeeにも協力していただき，その意見を参考にしました。

このように今秋開催される国際会議では過去の経験をいかし，新しい見地から新機軸の試みを導入し，一層充実した会議体制になるよう実行委員会を中心に各部門委員会で大いに尽力されております。

さて，21世紀の到来が目前に迫っておりますが，それを迎えるに当ってわれわれ人類は多くの課題を抱えております。その中でもエネルギーと環境の問題は深刻で，地球規模で適切な解決策を講じることが緊急課題であります。一方では現代社会を維持する上でエネルギー利用は不可欠であり，そのため，低公害，省資源のもとでのエネルギー抽出が大切な技術課題となってきております。現在，このような見地から新エネルギー源の開発・利用等の検討が各方面で進められ，その成果も上りつつありますが，実用段階で充分な実績を挙げるにいたっておりません。かかる状況下でガスタービンの使命は極めて重要であると思われます。20世紀において開発され，成長した動力源として航空機をはじめ幅広い用途をもっておりますが，とくに近年コンバインドサイクル発電の有効性が確立し，コージェネレーションシステムも広く普及し，そのニーズが高まってきております。一方，さらに高性能化を求めての次世代型ガスタービンの技術開発も意欲的に進められ，ガスタービンは進歩形原動機として一層の発展の可能性をもっております。21世紀はシステムエネルギーの時代ともいわれますが，低公害化にも期待がもてるガスタービンの存在は現在各方面から強い関心を寄せられております。このような時機に開催される今回の国際会議はガスタービン，ターボチャージャの今後の発展を理解する上でまたとない機会であると考えます。是非とも多くの会員の方が参加され，活発な討論の場としていただければ幸いです。

終わりに組織委員会としまして，学会と会員の皆様のご支援を得てこの国際会議が成功することを心より願うものであります。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/09.

報告

1999年度第1回見学会報告

松沼　孝幸
MATSUNUMA Takayuki

平成11年7月2日(金)に1999年度第1回見学会が開催されました。訪問先は，横須賀の海上自衛隊。普段は見ることのできない「ガスタービン護衛艦」とあって，期待を膨らませての見学会でした。

当日朝，梅雨の時季とは思えないほどの快晴の中，40名の参加者がJR田浦駅に集合しました。駅から歩いて5分ほどで，午前中の見学先である海上自衛隊第2術科学校に到着。始めに，総務課長さんから挨拶と概要説明がありました。第2術科学校は，明治37年に海軍水雷練習所として始まってから改称と分離を繰り返して，現在は4つある術科学校の1つとして主に機関，応急工作，情報，外国語の教育を行っているとのこと。職員240名（教官100名）の体制で，毎年約1000名の学生を教育しているそうです。第1ガスタービン実習場では，ガスタービン補機の換装練習設備，M1Aガスタービン運転調整訓練施設，第2ガスタービン実習場では，ガスタービン操縦訓練施設，ガスタービン実機運転設備，ディーゼル実習場では，大小のディーゼルエンジンの整備訓練施設と，多数の施設を見学しました。また，電機・応急工作実習場には，洋上での故障に対応するために旋盤・フライス盤加工，木工加工，ガス溶接などの工作訓練施設があり，ちょうど海曹士の方々が歯車の工作訓練を行っている最中で，真剣な眼差しが印象的でした。

続いて，術科学校からバスで10分ほどの海上自衛隊横須賀地方総監部に移動して，厚生施設にて昼食。メニューは横須賀名物として力を注がれている「海軍カレー」で，濃い目のカレールーが特徴でした。そしていよいよヘリコプター搭載汎用護衛艦「はるさめ」の見学へ。桟橋を歩いていくと，第1護衛隊の「むらさめ」「はるさめ」の2隻が並んでいました。帝国海軍以来，気象や海象に関する名称が艦名に採用されていて，「はるさめ」という名前も，明治36年の初代から数えて4代目にあたるとのこと。この4代目はるさめは，平成4年に予算がついてから5年の歳月をかけて製作されて，平成9年に就役しました。全長151 m，全幅17.4 m，高さ47.0 m，乗員166名で，主機としてガスタービン4機（LM 2500とスペイSM 1Cを2機ずつ，合計60,000馬力），補機として小型ガスタービンを3機，ディーゼルエンジンを1機搭載しています。ガスタービン設備の後，機関室で操縦装置を見学しました。ボタン一つで起動できて，通常はビデオカメラで監視しているだけで充分とのこと。その他，垂直発射ミサイルや魚雷水上発射管などの珍しい装置が多く，見学者は熱心に質問をしていて，充実した見学会となりました。

最後に，お忙しいなか見学をお世話して頂きました海上自衛隊の第2術科学校と横須賀地方総監部の方々に厚くお礼申し上げます。

（工業技術院 機械技術研究所，企画委員）

▶ 入会者名簿 ◀

〔正会員〕

川上俊郎（アイシン精機）
高山史人（ジャパンガスタービン）
扇原弘嗣（ジャパンガスタービン）
藤井邦紀（IHI）
周　風華（航技研）
柴内宏興（三菱重工）
藤田泰広（住友精密）
土田直樹（新潟鉄工）
丸山祐作（新潟鉄工）
竹内正教（川崎重工）
皆木　誠（川崎重工）
丸岡正彦（帝人製機）
福武英紀（東芝）
桧山直矢（東芝プラント建設）
阿部宏紀（東北電力）
横井　正（東洋エンジニアリング）
麻生民夫（日本航空）
劉　利群（日立）
西森拓郎（日立）
宮之原正道（日立）
村田健一（日立）
田中宣昭（日立）
沼田祥平（日立）
生田浩之（日立造船）
駒村　久（富士電機）
高松　計（本田技研）
太田　亮（本田技研）
海野　大（IHI）

〔学生会員から正会員へ〕

秋月　渉（三菱重工）

〔賛助会員〕

㈱超高温材料研究所

〔学生会員〕

戸田和之（東京理科大）
来摩智哉（法政大）
堀川敦史（慶応義塾大）
益池孝治（慶応義塾大）
小柳文人（慶応義塾大）
松本康宏（武蔵工大）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

報告

1999年度第1回見学会報告

松沼　孝幸
MATSUNUMA Takayuki

平成11年7月2日(金)に1999年度第1回見学会が開催されました。訪問先は，横須賀の海上自衛隊。普段は見ることのできない「ガスタービン護衛艦」とあって，期待を膨らませての見学会でした。

当日朝，梅雨の時季とは思えないほどの快晴の中，40名の参加者がJR田浦駅に集合しました。駅から歩いて5分ほどで，午前中の見学先である海上自衛隊第2術科学校に到着。始めに，総務課長さんから挨拶と概要説明がありました。第2術科学校は，明治37年に海軍水雷練習所として始まってから改称と分離を繰り返して，現在は4つある術科学校の1つとして主に機関，応急工作，情報，外国語の教育を行っているとのこと。職員240名（教官100名）の体制で，毎年約1000名の学生を教育しているそうです。第1ガスタービン実習場では，ガスタービン補機の換装練習設備，M1Aガスタービン運転調整訓練施設，第2ガスタービン実習場では，ガスタービン操縦訓練施設，ガスタービン実機運転設備，ディーゼル実習場では，大小のディーゼルエンジンの整備訓練施設と，多数の施設を見学しました。また，電機・応急工作実習場には，洋上での故障に対応するために旋盤・フライス盤加工，木工加工，ガス溶接などの工作訓練施設があり，ちょうど海曹士の方々が歯車の工作訓練を行っている最中で，真剣な眼差しが印象的でした。

続いて，術科学校からバスで10分ほどの海上自衛隊横須賀地方総監部に移動して，厚生施設にて昼食。メニューは横須賀名物として力を注がれている「海軍カレー」で，濃い目のカレールーが特徴でした。そしていよいよヘリコプター搭載汎用護衛艦「はるさめ」の見学へ。桟橋を歩いていくと，第1護衛隊の「むらさめ」「はるさめ」の2隻が並んでいました。帝国海軍以来，気象や海象に関する名称が艦名に採用されていて，「はるさめ」という名前も，明治36年の初代から数えて4代目にあたるとのこと。この4代目はるさめは，平成4年に予算がついてから5年の歳月をかけて製作されて，平成9年に就役しました。全長151 m，全幅17.4 m，高さ47.0 m，乗員166名で，主機としてガスタービン4機（LM 2500とスペイSM 1Cを2機ずつ，合計60,000馬力），補機として小型ガスタービンを3機，ディーゼルエンジンを1機搭載しています。ガスタービン設備の後，機関室で操縦装置を見学しました。ボタン一つで起動できて，通常はビデオカメラで監視しているだけで充分とのこと。その他，垂直発射ミサイルや魚雷水上発射管などの珍しい装置が多く，見学者は熱心に質問をしていて，充実した見学会となりました。

最後に，お忙しいなか見学をお世話して頂きました海上自衛隊の第2術科学校と横須賀地方総監部の方々に厚くお礼申し上げます。

（工業技術院 機械技術研究所，企画委員）

▶ 入会者名簿 ◀

〔正会員〕

川上俊郎（アイシン精機）
高山史人（ジャパンガスタービン）
扇原弘嗣（ジャパンガスタービン）
藤井邦紀（IHI）
周　風華（航技研）
柴内宏興（三菱重工）
藤田泰広（住友精密）
土田直樹（新潟鉄工）
丸山祐作（新潟鉄工）
竹内正教（川崎重工）
皆木　誠（川崎重工）
丸岡正彦（帝人製機）
福武英紀（東芝）
桧山直矢（東芝プラント建設）
阿部宏紀（東北電力）
横井　正（東洋エンジニアリング）
麻生民夫（日本航空）
劉　利群（日立）
西森拓郎（日立）
宮之原正道（日立）
村田健一（日立）
田中宣昭（日立）
沼田祥平（日立）
生田浩之（日立造船）
駒村　久（富士電機）
高松　計（本田技研）
太田　亮（本田技研）
海野　大（IHI）

〔学生会員から正会員へ〕

秋月　渉（三菱重工）

〔賛助会員〕

㈱超高温材料研究所

〔学生会員〕

戸田和之（東京理科大）
来摩智哉（法政大）
堀川敦史（慶応義塾大）
益池孝治（慶応義塾大）
小柳文人（慶応義塾大）
松本康宏（武蔵工大）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

報告

第5回ガスタービン教育シンポジウム報告

長谷川 武治
HASEGAWA Takeharu

平成11年7月15，16日の2日間に亘り，第5回ガスタービン教育シンポジウムが東京都西多摩郡の石川島播磨重工業㈱の瑞穂工場にて開催された。第1回および第2回ガスタービン教育シンポジウムが工学系の学生をのみ対象として開催されたのに対して，第3回目以降は，学生と若い技術者を対象にして実施した。参加者は，学生が35名，若手技術者が70名の計105名と，多くの方々の参加を得た。

本シンポジウムは，我が国の技術の将来を担う若者に，ガスタービンに関心を持ってもらう目的で，実際のガスタービンの製造工場等を見学してもらうと共に，第一線で活躍する各専門家による講義を併せて，年1回開催している企画である。講義と見学は例年同様に参加者の理解のしやすさに配慮し，1日目にガスタービン概論の講義およびガスタービン関連講義1件と工場設備等の見学，2日目にガスタービン関連の講義3件とした。

1日目は，企画委員会の佐藤委員長による開会の挨拶に引き続いて，(1)ガスタービン概論（竹矢一雄氏）の講義，昼食をはさんで，(2)「ガスタービンと流体工学（川池和彦氏）」の講義が行われた。講義終了後に，4班に分かれて，石川島播磨重工業㈱の瑞穂工場の航空用ガスタービン製作，組立工場とエンジン性能試験設備，および試験運転を目的とし，系統側のピーク電力の要求にも対応している航空機転用型ガスタービン発電設備LM6000（出力41,200 kW）を見学した。さらに，同社の宇宙開発関連技術として，宇宙ステーションの構成機器，国産ロケットに搭載されるターボポンプ等を見学し，参加者もあまり触れることのない最先端の技術に大変興味を持って見学していた。全体の見学時間は約2時間で，最先端の航空用ガスタービンエンジンから宇宙開発技術まで，盛りだくさんの内容であった。見学終了後には懇親会が催され，石川島播磨重工業㈱の社内でしか味わうことのできないワインを片手に，講師の方，企画委員からの自己紹介や，シンポジウムへの参加者からは感想などが一言ずつ述べられ，和気あいあいのうちに1日を終了した。

2日目の講義は，ガスタービン関連の4テーマのうちの3テーマの講義，(3)ガスタービンと伝熱工学（山脇栄道氏），(4)ガスタービンと燃焼工学（前田福夫氏），および(5)ガスタービンと材料工学（新田明人氏）を行った。本シンポジウムは，2日間に渡り，しかもガスタービン全般に渡る講義にも係わらず，参加者は，皆，熱心に耳を傾けていた。

また，参加者の方々にはアンケートの協力をお願いしており，次回の企画に反映したいと考える。

最後に，講義，資料準備に貴重な時間をさいて頂いた講師の方々に感謝すると共に，会場の提供，懇親会の手配とガスタービン工場及びガスタービン発電研究所の見学について十分な対応を頂いた石川島播磨重工業㈱の守谷喜雄工場長，安昭八課長をはじめ，関係者各位に深く感謝いたします。

(財)電力中央研究所，企画委員）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05

第28回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第28回ガスタービンセミナーを下記要領にて開催いたします。

今回は，「21世紀を担うガスタービンを目指して」をテーマとしています。

分散型電源，コージェネレーション用として，マイクロガスタービンおよび固体高分子膜燃料電池が非常に注目されています。そこで，セミナー初日は「分散型電源として活躍が期待されるマイクロガスタービン」をサブテーマに掲げ，マイクロガスタービンのコジェネシステムの適用評価および性能評価とともに，燃料電池開発の状況を取り上げます。また，二日目は，「ガスタービン最新技術」として，ガスタービン先端材料技術および大型ガスタービンの先端技術等について講演を予定しております。奮ってご参加下さい。

(詳細につきましては，当学会ホームページ等で後日お知らせいたします)

1．日　　時：2000年1月20日(木)，21日(金) 9:30～16:30

2．場　　所：東京ガス株式会社　本社2階大会議室

3．テ ー マ：「21世紀を担うガスタービンを目指して」

4．参加要領：

1）参 加 費：◆主催および協賛団体正会員
（資料代含む）　2日間　25,000円
1日のみ　18,000円
◆学生会員　2,000円
◆会 員 外　2日間　35,000円
1日のみ　25,000円

2）申込方法：所属，氏名，加盟学協会名（GT学会の場合は会員番号）を次頁の申込用紙に明記の上，FAXか郵送で事務局まで申し込み，参加費を郵便振替，銀行振込又は現金書留にて事務局まで2000年1月10日(月)までにお送り下さい。

本会協賛・共催行事

会　合　名	開催日・会場	詳細問合せ先
第63回マリンエンジニアリング学術講演会	H 11／10／13-14 神戸商船大学	日本舶用機関学会 TEL 03-5396-0461　FAX 03-5396-0462
第238回講習会 使える最先端流動解析とその応用事例	H 11／10／19-20 大阪科学技術センター	日本機械学会関西支部 TEL 06-6443-2073　FAX 06-6443-6049
コージェネレーションシンポジウム'99 (第15回)	H 11／10／20-21 東京国際展示場	日本コージェネレーションセンター 担当／平 TEL 03-3433-5044　FAX 03-3433-5673
第11回液体微粒化講習会	H 11／10／21-22 東京ガス㈱エネルギー技術研究所講堂	日本エネルギー学会　担当／神辺 TEL 03-3834-6456　FAX 03-3834-6458 E-MAIL : kanbe@jie.or.jp
可視化情報学会ワークショップ 「最新情報：3次元PIV」	H 11／11／9 横浜国立大学教育文化ホール	横浜国立大学大学院工学研究科人工環境システム学専攻　担当／西野耕一 TEL 045-339-3900
ウィークエンドセミナー99　今話題の新製品開発　成功のポイント	H 11／11／12 建設交流館　グリーンホール	日本機械学会関西支部 TEL 06-6443-2073　FAX 06-6443-6049
第239回講習会 最新の三大手法を採用した新製品開発	H 11／11／24-25 大阪科学技術センター8階　中ホール	日本機械学会関西支部 TEL 06-6443-2073　FAX 06-6443-6049
第17回燃焼の基礎に関する講習会	H 11／12／2-3 東京ガス㈱エネルギー技術研究所講堂	日本エネルギー学会　担当／神辺 TEL 03-3834-6456　FAX 03-3834-6458 E-MAIL : kanbe@jie.or.jp
第8回微粒化シンポジウム	H 11／12／20-21 大阪大学コンベンションセンター	事務局：慶応義塾大学機械工学科 担当／徳岡直静 TEL 045-563-1141EX3196　FAX 045-563-5943 E-MAIL : tokuoka@mech.keio.ac.jp

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

第28回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第28回ガスタービンセミナーを下記要領にて開催いたします。

今回は，「21世紀を担うガスタービンを目指して」をテーマとしています。

分散型電源，コージェネレーション用として，マイクロガスタービンおよび固体高分子膜燃料電池が非常に注目されています。そこで，セミナー初日は「分散型電源として活躍が期待されるマイクロガスタービン」をサブテーマに掲げ，マイクロガスタービンのコジェネシステムの適用評価および性能評価とともに，燃料電池開発の状況を取り上げます。また，二日目は，「ガスタービン最新技術」として，ガスタービン先端材料技術および大型ガスタービンの先端技術等について講演を予定しております。奮ってご参加下さい。

(詳細につきましては，当学会ホームページ等で後日お知らせいたします)

1．日　　時：2000年1月20日(木)，21日(金) 9:30～16:30

2．場　　所：東京ガス株式会社　本社2階大会議室

3．テ ー マ：「21世紀を担うガスタービンを目指して」

4．参加要領：

1）参 加 費：◆主催および協賛団体正会員
（資料代含む）　2日間　25,000円
1日のみ　18,000円
◆学生会員　2,000円
◆会 員 外　2日間　35,000円
1日のみ　25,000円

2）申込方法：所属，氏名，加盟学協会名（GT学会の場合は会員番号）を次頁の申込用紙に明記の上，FAXか郵送で事務局まで申し込み，参加費を郵便振替，銀行振込又は現金書留にて事務局まで2000年1月10日(月)までにお送り下さい。

本会協賛・共催行事

会　合　名	開催日・会場	詳細問合せ先
第63回マリンエンジニアリング学術講演会	H 11／10／13-14 神戸商船大学	日本舶用機関学会 TEL 03-5396-0461　FAX 03-5396-0462
第238回講習会 使える最先端流動解析とその応用事例	H 11／10／19-20 大阪科学技術センター	日本機械学会関西支部 TEL 06-6443-2073　FAX 06-6443-6049
コージェネレーションシンポジウム'99 (第15回)	H 11／10／20-21 東京国際展示場	日本コージェネレーションセンター 担当／平 TEL 03-3433-5044　FAX 03-3433-5673
第11回液体微粒化講習会	H 11／10／21-22 東京ガス㈱エネルギー技術研究所講堂	日本エネルギー学会　担当／神辺 TEL 03-3834-6456　FAX 03-3834-6458 E-MAIL : kanbe@jie.or.jp
可視化情報学会ワークショップ 「最新情報：3次元PIV」	H 11／11／9 横浜国立大学教育文化ホール	横浜国立大学大学院工学研究科人工環境システム学専攻　担当／西野耕一 TEL 045-339-3900
ウィークエンドセミナー99　今話題の新製品開発　成功のポイント	H 11／11／12 建設交流館　グリーンホール	日本機械学会関西支部 TEL 06-6443-2073　FAX 06-6443-6049
第239回講習会 最新の三大手法を採用した新製品開発	H 11／11／24-25 大阪科学技術センター8階　中ホール	日本機械学会関西支部 TEL 06-6443-2073　FAX 06-6443-6049
第17回燃焼の基礎に関する講習会	H 11／12／2-3 東京ガス㈱エネルギー技術研究所講堂	日本エネルギー学会　担当／神辺 TEL 03-3834-6456　FAX 03-3834-6458 E-MAIL : kanbe@jie.or.jp
第8回微粒化シンポジウム	H 11／12／20-21 大阪大学コンベンションセンター	事務局：慶応義塾大学機械工学科 担当／徳岡直静 TEL 045-563-1141EX3196　FAX 045-563-5943 E-MAIL : tokuoka@mech.keio.ac.jp

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

第２８回ガスタービンセミナー

（平成１２年１月２０，２１日）

申　込　書

(社) 日本ガスタービン学会　行

FAX 03-3365-0387　TEL 03-3365-0095

会社名	
所在地	〒
TEL	
FAX	

参加者名（所在地・連絡先が所属により異なる場合には、本用紙をコピーして別シートにご記入下さい。）

フリガナ 氏　名	所　　属	TEL FAX	所属学協会 GTSJの方は会員No. をご記入下さい	参加日 ○印をつけて下さい
				20・21
				20・21
				20・21
				20・21
				20・21

【事務局への連絡事項】

＊払込方法（○印をつけて下さい）　　参加費入金予定日　　月　　日

1．銀行（第一勧業銀行西新宿支店　普通預金１７０３７０７）
2．郵便振替（００１７０－９－１７９５７８）
3．現金書留
4．当日受付にて支払

＊請求書の発行について
1．要　宛名（　　）　　2．不要

＊領収書の発行について（当日お渡しします）
1．要　宛名（　　）　　2．不要

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

「国産ガスタービン・過給機資料集」

統計・生産実績・仕様諸元［1999年版］発行のお知らせ

㈳日本ガスタービン学会では，国内ガスタービン及び過給機関係各社・各団体のご協力を得て毎年日本国内で生産されるガスタービン（陸舶用及び航空用）及び過給機の資料を収集し，統計を作成して会誌に掲載してきております。これまで1979年，1984年，1989年，1994年にこれらの資料を集大成し広く会員の皆様の便に供するため「国産ガスタービン資料集」を発行し，好評を得ました。爾来，5年が経過し，今回も豊富で有益な生産統計データを再び集大成し，「国産ガスタービン・過給機資料集」[1999年版］を発行することに致しました。

この資料は約170頁（A4判）で，内容は次の3部で構成されています。

第1部　統　　計：毎年国内で生産された陸舶用及び航空用ガスタービンの動向並びに出力，台数（全体，地域別，用途別，被駆動機械別，燃料別）などの統計資料を豊富に掲載。特に最近5年間の分を中心に過去55年間の経過も分かるように図表にし，説明をつけて掲載。過給機については，この5年間の生産動向，台数の統計資料を掲載。

第2部　生産実績：最近5年間に国内で生産された陸舶用及び航空用ガスタービンの納入先，用途，使用などを表にして掲載。

第3部　仕様諸元：各社で生産されるガスタービン及び過給機の標準仕様諸元を表にして掲載。

ガスタービン及び過給機関係者にとり，製造者・使用者・研究者等を含め広くご利用戴けるものと確信しており，個人会員並びに賛助会員各位のお申し込みをお願い致します。

記

1．**発行時期：**平成11年11月初旬（予定）
2．**価　　格：**1冊につき6,000円（予定）
（送料は別に申し受けます。）
なお，一括お申し込みの場合，別途割引を予定しております。
3．**申込方法：**下記申込書でお申し込み下さい。

国産ガスタービン・過給機資料集（1999年版）申込書

㈳日本ガスタービン学会　行
FAX 03-3365-0387　　TEL 03-3365-0095

氏　名			
連絡先			
〒			
TEL		FAX	

＊希望部数

部　　数	単　　価	計
部	¥6,000	¥

【事務局への連絡事項】
＊送金方法（○印をつけて下さい）
送金予定日　　月　　日
1．銀行（第一勧業銀行西新宿支店　普通預金1703707）
2．郵便振替（00170-9-179578）
3．現金書留

＊請求書の発行について
1．要　宛名（　　）　2．不要

＊領収書の発行について
1．要　宛名（　　）　2．不要

Download service for the GTSJ. member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

GTSJ 第 24 期委員名簿（順不同）

総務委員会

水木新平(法政大)　岡村隆成(東芝)　土屋利明(東電)　森建二(川崎重工)
吉織晴夫(東大)　熱田正房(日立)　江田武司(川崎重工)　岸根崇(三菱重工)
園尚弥(IHI)　瀧将展(航技研)　山本誠(東理大)

企画委員会

佐藤幹夫(電力中研)　竹内崇雄(荏原)　水野孝則(関西電力)　吉岡俊彦(日航)
吉川修平(富士電機)　吉田豊明(航技研)　古賀勉(三菱重工)　佐々木隆(東芝)
杉本隆雄(川崎重工)　杉山勝彦(豊田中研)　玉木秀明(IHI)　中野博文(ヤンマー)
西土井章(三井造船)　橋本良作(技研)　長谷川武治(電力中研)　松沼孝幸(工技院)
三嶋英裕(日立)　宮原忠夫(東京ガス)　若原剛人(新潟鉄工)

編集委員会

益田重明(慶大)　佐々木直人(日産自動車)　高木俊幸(三井造船)　長谷川清(三菱重工)
星野和貞(日立)　宮下和也(IHI)　山本勝弘(早大)　服部学明(三井造船)
伊藤和行(日立)　伊東正雄(東芝)　植草久雄(荏原)　遠崎良樹(川崎重工)
小河昭紀(航技研)　小川泰規(東京電力)　榊田勝(IHI)　佐々木祥二(トヨタ自動車)
辻田星歩(法政大)　長谷川好道(ダイハツ)　濱崎浩志(IHI)　山根隆一郎(東工大)

Bulletin 編集委員会

渡辺紀徳(東大)　山根敬(航技研)　宮下和也(IHI)　太田有(早大)
山田正彦(東芝)　藤井邦紀(IHI)　藤岡昌則(三菱重工)　木下康裕(川崎重工)
荒井修(日立)

学術講演会委員会

湯浅三郎(都立科技大)　井亀優(船技研)　壹岐典彦(機械技研)　井上洋(日立)
熊倉弘隆(日産自動車)　児玉秀和(IHI)　野崎理(航技研)　渡辺啓悦(荏原)
松田寿(東芝)　岸根崇(三菱重工)　小河昭紀(航技研)

調査研究委員会（モニタリング技術）

手島清美(京都大)　熱田正房(日立)　荒畑実(IHI)　安藤裕昭(三菱重工)
井口和春(荏原)　岡野幸雄(ダイハツ)　貝原正人(ダイハツ)　北島秀昭(三井造船)
佐藤和憲(川崎重工)　杉山七契(航技研)　高瀬等(関西電力)　高橋善栄(新潟鉄工)
高橋毅(電力中研)　高原北雄(高原総研)　古賀祥之助(大阪ガス)　土屋利明(東電)
当房昌幸(東芝)　吉岡俊彦(日航)　吉田博夫(工技院)

地方委員会

速水洋(九大)　伊藤吉幸(ヤンマー)　大庭康二(日立造船)　佐藤隆郎(川崎重工)
城敏彦(大阪ガス)　高木俊幸(三井造船)　竹野忠夫(名大)　佃嘉章(三菱重工)
辻川吉春(大阪府大)　西亮(放送大)　橋本正孝(神戸商船大)　長谷川好道(ダイハツ)
樋口新一郎(トヨタタービンアンドシステム)　三宅裕(阪大)　和田野善明(関西電力)

生産統計作成委員会

西原昭義(ヤンマー)　高間信行(東大)　中村直(NKK)　江田武司(川崎重工)
清野隆正(日立)　藤岡昌則(三菱重工)　堀野昌義(東芝)　榊純一(IHI)
和田隆(ターボシステムズユナイテッド)　御子神隆(三菱重工)

技術情報センター運営委員会

山本誠(東理大)　戸田和之(東理大)　加藤千幸(東大生研)　太田有(早大)
辻田星歩(法政大)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/08/02.

日本ガスタービン学会賞候補募集のお知らせ

応募締切：平成11年12月15日

日本ガスタービン学会では下記により，2年毎に学会賞（論文賞，技術賞および奨励賞）の贈呈を行っております。つきましては，今年度下記要領により第10回目の学会賞の募集を行うことになりましたのでお知らせ致します。

応募要領

1．日本ガスタービン学会賞

本会はガスタービンおよび過給機に関連する工学および技術の発展を奨励することを目的として，優れた論文，技術ならびに新進会員個人の業績に対してそれぞれ日本ガスタービン学会論文賞，技術賞，奨励賞を贈り，表彰を行う。

2．対象となる業績

(1) 論文賞　日本ガスタービン学会誌に平成7年11月以降平成11年11月迄に公表された論文および1999年国際ガスタービン会議神戸大会 Proceedings に掲載された論文で，独創性があり工学および技術に寄与したもの。

(2) 技術賞　ガスタービンおよび過給機に関連し，同上期間に完成した新技術（画期的な新製品の開発，製品の品質または性能の向上あるいは生産性の向上，材料開発，制御計測および保守技術の向上等に寄与したもの）。

(3) 奨励賞　日本ガスタービン学会誌に平成7年11月以降平成11年11月迄に公表された論文および1999年国際ガスタービン会議神戸大会 Proceedings に掲載された独創的な論文（いずれも本人が中心的役割を果たしたもの）で萌芽的研究を含む。

3．受賞者の資格

(1) 論文賞　受賞者は本会会員（正会員，学生会員）とする。

(2) 技術賞　受賞者は本会会員（正会員，学生会員，賛助会員）とする。

(3) 奨励賞　受賞者は本会会員（正会員，学生会員）で，昭和39年4月2日以降生まれの個人とする。ただし論文賞，技術賞あるいは奨励賞をすでに受けた者および今年度の論文賞，技術賞内定者は奨励賞を受けることはできない。

4．受賞件数　論文賞5件，技術賞2件，奨励賞2名程度とする。

5．表彰の方法　審査の上，表彰状および賞牌を授与する。

6．表彰の時期　表彰は，平成12年4月開催予定の日本ガスタービン学会総会において行う。

7．応募の方法　公募によるものとし，論文賞，技術賞は推薦または本人より申請，奨励賞は推薦による。尚，一度申請して受賞しなかったものでも，再度応募して差し支えない

8．提出書類　推薦または申請には，本会の所定用紙に必要事項を記載して，1件につき正1通，副2通（コピーで可）の計3通を提出する。

9．提出締切日　平成11年12月15日㈬　17時必着

10．提出先　〒160 東京都新宿区西新宿7―5―13
第3工新ビル402
㈳日本ガスタービン学会
学会賞審査委員会宛

◇ 1999年度会費納入のお願い ◇

1999年度の会費を未納の方は下記金額を所定の口座或いは事務局宛お送り下さい。

尚，既に銀行引落しの手続きをなさっている方は，1999年度は1999年4月23日貴口座より引落しさせていただきました。

賛助会員	1口	70,000円
正会員		5,000円
学生会員		2,500円

郵便為替	00170―9―179578
銀　行	第一勧業銀行西新宿支店
	普通預金口座　1703707

いずれも口座名は㈳日本ガスタービン学会です。

※かねてより会費自動振替のご協力をお願い致しておりますが，未だ手続きをなさっていない方は巻末の振替依頼書に御記入の上，事務局宛お送り下さい。自動振替をされますと振込手数料は学会負担となります。皆様のご協力お願い致します。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

日本ガスタービン学会賞候補募集のお知らせ

応募締切：平成11年12月15日

日本ガスタービン学会では下記により，2年毎に学会賞（論文賞，技術賞および奨励賞）の贈呈を行っております。つきましては，今年度下記要領により第10回目の学会賞の募集を行うことになりましたのでお知らせ致します。

応募要領

1．日本ガスタービン学会賞

本会はガスタービンおよび過給機に関連する工学および技術の発展を奨励することを目的として，優れた論文，技術ならびに新進会員個人の業績に対してそれぞれ日本ガスタービン学会論文賞，技術賞，奨励賞を贈り，表彰を行う。

2．対象となる業績

(1) 論文賞　日本ガスタービン学会誌に平成7年11月以降平成11年11月迄に公表された論文および1999年国際ガスタービン会議神戸大会 Proceedings に掲載された論文で，独創性があり工学および技術に寄与したもの。

(2) 技術賞　ガスタービンおよび過給機に関連し，同上期間に完成した新技術（画期的な新製品の開発，製品の品質または性能の向上あるいは生産性の向上，材料開発，制御計測および保守技術の向上等に寄与したもの）。

(3) 奨励賞　日本ガスタービン学会誌に平成7年11月以降平成11年11月迄に公表された論文および1999年国際ガスタービン会議神戸大会 Proceedings に掲載された独創的な論文（いずれも本人が中心的役割を果たしたもの）で萌芽的研究を含む。

3．受賞者の資格

(1) 論文賞　受賞者は本会会員（正会員，学生会員）とする。

(2) 技術賞　受賞者は本会会員（正会員，学生会員，賛助会員）とする。

(3) 奨励賞　受賞者は本会会員（正会員，学生会員）で，昭和39年4月2日以降生まれの個人とする。ただし論文賞，技術賞あるいは奨励賞をすでに受けた者および今年度の論文賞，技術賞内定者は奨励賞を受けることはできない。

4．受賞件数　論文賞5件，技術賞2件，奨励賞2名程度とする。

5．表彰の方法　審査の上，表彰状および賞牌を授与する。

6．表彰の時期　表彰は，平成12年4月開催予定の日本ガスタービン学会総会において行う。

7．応募の方法　公募によるものとし，論文賞，技術賞は推薦または本人より申請，奨励賞は推薦による。尚，一度申請して受賞しなかったものでも，再度応募して差し支えない

8．提出書類　推薦または申請には，本会の所定用紙に必要事項を記載して，1件につき正1通，副2通（コピーで可）の計3通を提出する。

9．提出締切日　平成11年12月15日㈬　17時必着

10．提出先　〒160 東京都新宿区西新宿7―5―13
第3工新ビル402
㈳日本ガスタービン学会
学会賞審査委員会宛

◇ 1999年度会費納入のお願い ◇

1999年度の会費を未納の方は下記金額を所定の口座或いは事務局宛お送り下さい。

尚，既に銀行引落しの手続きをなさっている方は，1999年度は1999年4月23日貴口座より引落しさせていただきました。

賛助会員	1口	70,000円
正会員		5,000円
学生会員		2,500円

郵便為替	00170―9―179578
銀　行	第一勧業銀行西新宿支店
	普通預金口座　1703707

いずれも口座名は㈳日本ガスタービン学会です。

※かねてより会費自動振替のご協力をお願い致しておりますが，未だ手続きをなさっていない方は巻末の振替依頼書に御記入の上，事務局宛お送り下さい。自動振替をされますと振込手数料は学会負担となります。皆様のご協力お願い致します。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

編集後記

本号は，産業用300 kWセラミックガスタービン（CGT）を特集しました。本誌でのCGT特集は自動車用100 kWCGTを含めて4度目で，これで完了です。

初回は1989年12月号(No. 67)で，1988年にプロジェクトが開始されて間もない時点で，主に産業用，自動車用CGTの計画の概要を紹介したものでした。(担当編集理事：伊藤高根氏)

2回目は1994年12月号（No. 87）で，プロジェクトの中間評価後に，その成果と進捗状況の紹介でした。(同：筒井康賢氏)

3回目は1997年9月号（No. 98）で，自動車用100 kWの開発プロジェクトが同年3月に完了したので，その成果を報告したものでした。(同：中沢則雄氏)

産業用300 kWの開発プロジェクトは2年間延長されて本年3月に完了しましたが，11年間の成果を有終の美をもって報告してもらうべく本編集委員会において1年以上前から計画されておりました。

この記念すべき特集号をたまたま98，99年の2年間，編集理事である筆者が担当することになり，大変光栄に感じると共に，11年間CGT開発に奮闘された多くの方々に敬意を表して執筆をお願いしました。

本特集号の見出しとも言うべき随筆には，11年間をふりかえって高田浩之先生にお願いしましたが，先生は本プロジェクトの開始に尽力され1回目の特集号の随筆も書かれたので，有終の美を飾るには最適の方でした。

11年間の総括は，通産省工業技術院の菅原開発官にお願いし，当初の壮大な目標に照らした開発成果の概要と今後の展望について紹介していただきました。

そして，CGT 301とCGT 302の2つのプロジェクトの詳細については，各々の開発に苦労された各社の方々に執筆いただきました。

本9月号はCGT特集ですが，同時に例年どおり，ASME国際ガスタービン会議の見聞記も掲載しております。この部分は編集委員の辻田氏（法政大）に企画・推進していただき，参加予定の方々を調査し，事前に執筆をお願いすることが出来ました。本号の編集は辻田氏の他，北嶋氏・遠崎氏（KHI），長谷川氏（ダイハツ），安部氏・服部氏（三井造船）が担当しました。

執筆者，編集委員の方々には多大なご協力をいただき，厚く御礼申し上げます。　（宮下　和也）

〈表紙写真〉

GCM 1エンジン

説明：GCM 1は昭和32年に開発されたジェットエンジン起動用ガスタービンで，遠心1段圧縮機，軸流2段タービンを持ち，全長1.2 m，直径約0.6 m，抽気圧力0.37 MPa abs，抽気流量0.92 kg／s。三菱重工業により昭和53年3月までに163台生産され，現在も100台以上が現役で使用されている。

☘事務局だより✉☘

今夏の東京は，去年とはうって変って青空で連日30度を越す暑い毎日が続いています。

ここ新宿の道行く人も，背広片手に汗ダクダクでウンザリした表情です。

そんな中，秋季講演会（といっても今年は秋の国際会議の関係で真夏に行われますが）が8月26，27日に開かれました。開催地の郡山はさすが東京よりは過しやすく，会場も開館したばかりの新しい“ビッグパレットふくしま”で，広々としていて使い勝手のよい所でした。またコンベンションビューローの方々が大変熱心にバックアップして下さって楽しい思い出に残る学会となりました。

秋季講演会が終わって一息つく間もなく，いよいよ神戸の国際会議です。講演論文もたくさん集まり，展示の出展社も前回を上回るほどになりました。あとは，いかに多くの方々に参加していただくかに的をしぼり，参加者を募る事に全力を注ぐよう張り切っています。

新しい年度に入り，まだ1999年度会費を納入忘れの方もいらっしゃいます。どうぞ，速やかに事務局あてご送金下さいますようお願いいたします。

前回もお知らせいたしました様に学会ホームページに事務局からのお知らせも掲載するようにいたしました。出来るだけ，マメに更新していこうと思いますので，ご覧になってみて下さい。　[A]

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

編集後記

本号は，産業用300 kWセラミックガスタービン（CGT）を特集しました。本誌でのCGT特集は自動車用100 kWCGTを含めて4度目で，これで完了です。

初回は1989年12月号(No. 67)で，1988年にプロジェクトが開始されて間もない時点で，主に産業用，自動車用CGTの計画の概要を紹介したものでした。(担当編集理事：伊藤高根氏)

2回目は1994年12月号（No. 87）で，プロジェクトの中間評価後に，その成果と進捗状況の紹介でした。(同：筒井康賢氏)

3回目は1997年9月号（No. 98）で，自動車用100 kWの開発プロジェクトが同年3月に完了したので，その成果を報告したものでした。(同：中沢則雄氏)

産業用300 kWの開発プロジェクトは2年間延長されて本年3月に完了しましたが，11年間の成果を有終の美をもって報告してもらうべく本編集委員会において1年以上前から計画されておりました。

この記念すべき特集号をたまたま98，99年の2年間，編集理事である筆者が担当することになり，大変光栄に感じると共に，11年間CGT開発に奮闘された多くの方々に敬意を表して執筆をお願いしました。

本特集号の見出しとも言うべき随筆には，11年間をふりかえって高田浩之先生にお願いしましたが，先生は本プロジェクトの開始に尽力され1回目の特集号の随筆も書かれたので，有終の美を飾るには最適の方でした。

11年間の総括は，通産省工業技術院の菅原開発官にお願いし，当初の壮大な目標に照らした開発成果の概要と今後の展望について紹介していただきました。

そして，CGT 301とCGT 302の2つのプロジェクトの詳細については，各々の開発に苦労された各社の方々に執筆いただきました。

本9月号はCGT特集ですが，同時に例年どおり，ASME国際ガスタービン会議の見聞記も掲載しております。この部分は編集委員の辻田氏（法政大）に企画・推進していただき，参加予定の方々を調査し，事前に執筆をお願いすることが出来ました。本号の編集は辻田氏の他，北嶋氏・遠崎氏（KHI），長谷川氏（ダイハツ），安部氏・服部氏（三井造船）が担当しました。

執筆者，編集委員の方々には多大なご協力をいただき，厚く御礼申し上げます。　（宮下　和也）

〈表紙写真〉

GCM 1エンジン

説明：GCM 1は昭和32年に開発されたジェットエンジン起動用ガスタービンで，遠心1段圧縮機，軸流2段タービンを持ち，全長1.2 m，直径約0.6 m，抽気圧力0.37 MPa abs，抽気流量0.92 kg／s。三菱重工業により昭和53年3月までに163台生産され，現在も100台以上が現役で使用されている。

☘事務局だより✉☘

今夏の東京は，去年とはうって変って青空で連日30度を越す暑い毎日が続いています。

ここ新宿の道行く人も，背広片手に汗ダクダクでウンザリした表情です。

そんな中，秋季講演会（といっても今年は秋の国際会議の関係で真夏に行われますが）が8月26，27日に開かれました。開催地の郡山はさすが東京よりは過しやすく，会場も開館したばかりの新しい“ビッグパレットふくしま”で，広々としていて使い勝手のよい所でした。またコンベンションビューローの方々が大変熱心にバックアップして下さって楽しい思い出に残る学会となりました。

秋季講演会が終わって一息つく間もなく，いよいよ神戸の国際会議です。講演論文もたくさん集まり，展示の出展社も前回を上回るほどになりました。あとは，いかに多くの方々に参加していただくかに的をしぼり，参加者を募る事に全力を注ぐよう張り切っています。

新しい年度に入り，まだ1999年度会費を納入忘れの方もいらっしゃいます。どうぞ，速やかに事務局あてご送金下さいますようお願いいたします。

前回もお知らせいたしました様に学会ホームページに事務局からのお知らせも掲載するようにいたしました。出来るだけ，マメに更新していこうと思いますので，ご覧になってみて下さい。　[A]

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

学会誌編集規定

1996.2.8 改訂

1．本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。

A．投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。

B．依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。

C．学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2．依頼原稿および投稿原稿は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説，講義，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書（研究だより，見聞記，新製品・新設備紹介），随筆，書評，情報欄記事，その他とする。刷り上がりページ数は原則として，1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説，講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書，随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3．執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し，編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4．会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は，編集委員会が定める方法により審査され，編集委員会の承認を得て，学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては，別に技術論文投稿規定を定める。

5．依頼原稿および学会原稿についても，編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は，査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6．依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7．本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。

8．著作者本人が自ら書いた記事・論文などの全文または一部を，本学会誌に掲載されたことを明記したうえで，転載，翻訳，翻案などの形で利用する場合，本会は原則としてこれを妨げない。ただし，著作者本人であっても学会誌を複製する形で全文を他の著作物に利用する場合は，文書で本会に許諾を求めなければならない。

付記1．原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0003 東京都港区西新橋 1-17-5
Tel. 03-3508-9061　Fax. 03-3580-9217
ニッセイエブロ㈱　制作部デジタル編集課
学会誌担当　鬼塚詠子・越司　昭

技術論文投稿規定

1997.1.28 改訂

1．本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

1) 主たる著者は本学会会員であること。

2) 投稿原稿は著者の原著で，ガスタービン及び過給機の技術に関連するものであること。

3) 投稿原稿は，一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし，要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2．使用言語は原則として日本語とする。ただし，著者が外国人会員であって日本語による論文執筆が困難な場合は英語による投稿を認める。

3．投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし，1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4．図・写真等について，著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5．投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し，正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6．原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7．投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で採否を決定する。

8．論文内容についての責任は，すべて著者が負う。

9．本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては，学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.27　No.5　1999.9

発行日　1999年9月20日
発行所　社団法人日本ガスタービン学会
編集者　益田重明
発行者　菅　進
〒160-0023 東京都新宿区西新宿 7-5-13
第3工新ビル 402
Tel. 03-3365-0095　Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所　ニッセイエブロ㈱
〒105-0003　東京都港区西新橋 2-5-10
Tel. 03-3501-5151　Fax. 03-3501-5717

©1999, ㈳日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は，㈳日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は，著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は，直接本会へご連絡下さい。

〒170-0052　東京都港区赤坂 9-6-41 乃木坂ビル
学術著作権協会
TEL：03-3475-5618　FAX：03-3475-5619
E-mail : kammori@msh.biglobe.ne.jp

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

INTERNATIONAL GAS TURBINE CONGRESS 1999 KOBE
NOVEMBER 14-19, 1999

SPONSORING SOCIETY

Gas Turbine Society of Japan (GTSJ)

COLLABORATING SOCIETIES

- Associazione Termotecnica Italiana (ATI-CST)
- Société Française des Mécaniciens (S.F.M)
- Société Française des Thermiciens (S.F.T)
- The Chinese Society for Engineering Thermophysics (CSET)
- The Institution of Mechanical Engineers (IMechE)
- The Japan Society of Mechanical Engineers (JSME)
- The Korean Society of Mechanical Engineers (KSME)
- Verein Deutscher Ingenieure (VDI)

ORGANIZING COMMITTEE CHAIRMAN

Prof. Ichiro Ariga (Japan)

EXECUTIVE COMMITTEE CHAIRMAN

Prof. Shinji Hayama (Japan)

INTERNATIONAL ADVISORY COMMITTEE

Prof. Frans A.E. Breugelmans (Belgium)
Mr. Patrick Avran (France)
Prof. Dr.-Ing. Heinz E. Gallus (Germany)
Prof. Dr.-Ing. Manfred Rautenberg (Germany)
Prof. Dr.-Ing. Ennio Macchi (Italy)
Dr. Takashi Tamaru (Japan)
Prof. Sung Tack Ro (Korea)
Dr. OK Yong Yang (Korea)
Prof. Cai Ruixian (P.R.C.)
Prof. Vladimir A. Sosunov (Russia)
Prof. Gordon E. Andrews (UK)
Prof. Edward M. Greitzer (USA)
Prof. Mitsuru Kurosaka (USA)
Mr. Douglas M. Todd (USA)

COOPERATIVE SOCIETIES

- Combustion Society of Japan
- Engineering Research Association for Super/Hypersonic Transport Propulsion System
- Japanese Aero Engine Corporation
- Japan Cogeneration Center
- Japan Fine Ceramics Association
- Japan Internal Combustion Engine Federation
- Japan Society of Energy and Resources
- Japan Society of the Promotion of Machine Industry
- Land Engine Manufacturers Association
- Petroleum Energy Center
- Society of Automotive Engineers of Japan, Inc.
- The Ceramic Society of Japan
- The Federation of Electric Power Companies
- The Japan Electrical Manufacturers' Association
- The Japan Institute of Energy
- The Japan Society of Aeronautical and Space Sciences
- The Marine Engineering Society of Japan
- The Society of Japanese Aerospace Companies Inc.
- Thermal and Nuclear Power Engineering Society
- The Visualization Society of Japan
- Turbomachinery Society of Japan

2nd Circular

7th Congress in Japan

IGTC '99 Kobe

International Gas Turbine Congress 1999 Kobe

November 14-19, 1999

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

1. SCHEDULE OF ACTIVITIES

	Morning	Afternoon		Evening
Nov.14 (Sun)		Registration 16:00~18:00		Welcome Reception 18:00~ 19:30
Nov.15 (Mon)	Registration 9:00~17:00			
	Exhibition 9:00~17:00			
	Opening Address 9:15~9:30	Organized Sessions 13:00~15:15	Technical Sessions 13:00~14:40	
	Keynote Speeches 9:35~11:50	Organized Sessions 15:30~17:20	Technical Sessions 14:55~16:10	
Nov.16 (Tue)	Registration 9:00~17:00			
	Exhibition 9:00~17:00			
	Keynote Speech 9:00~10:00	Technical Sessions 13:10~14:50		
	Technical Sessions 10:15~11:55	Technical Sessions 15:10~17:15		
	Accompanying Persons' Program			
Nov.17 (Wed)	Registration 9:00~17:00			Banquet 19:20~ 21:00
	Exhibition 9:00~17:00			
	Keynote Speech 9:00~10:00	Technical Sessions 12:45~14:25		
	Keynote Speech 10:30~11:30	Organized Sessions 14:40~17:45	Technical Sessions 14:40~17:45	
Nov.18 (Thu)	Registration 9:00~17:00			
	Exhibition 9:00~13:00			
	Keynote Speech 9:00~10:00	Technical Sessions 13:00~14:15		
		Panel Discussion 14:30~17:20		
	Technical Sessions 10:15~11:55	Closing Address 17:20~17:30		
Nov.19 (Fri)	All-Day Plant Tours			

INVITATION TO IGTC '99 Kobe

Dear Colleague,

The International Gas Turbine Congress 1999 Kobe is to be held in coming November, aiming at contributing to further development of gas turbine and turbocharger technologies in the 21st century through keynote speeches, organized sessions, technical sessions, panel discussion, and plant tours.

Gas Turbine Society of Japan has been preparing and coordinating these programs as the sponsoring society, in collaboration with the world's eight leading societies, listed on the head page.

The occasion of the International Gas Turbine Congress is the most significant event for researchers and engineers to exchange the latest information on relevant science and technology. We eagerly anticipate a large number of participants and a lively exchange of views.

The site of the upcoming Congress is Kobe, which has completely revived from the ruin caused by the devastating earthquake that struck the region on January 17, 1995. Furthermore, greatly contributing to its ideal location for the Congress is the presence of many gas turbine manufacturers.

On behalf of the Organizing Committee and the Executive Committee, we cordially invite you to attend the International Gas Turbine Congress 1999 Kobe and look forward to seeing you in the fantastic city of Kobe.

Ichiro Ariga
Chairman
Organizang Committee

S. Hayama
Shinji Hayama
Chairman
Executive Committee

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

4. GENERAL INFORMATION

4.1 Language

The official language of the Congress is English. English-Japanese interpretation service will not be provided in any of sessions.

4.2 Registration & Information Desks

Congress Registration and Information Desks will be opened at the times and places
indicated below :

Nov. 14(Sun) 16:00～18:00
Nov. 15(Mon)～18(Thu) 9:00～17:00
3F, International Conference Center Kobe

Travel information will be available at the travel agent desk.

4.3 Final Program

The final program, together with the tentative list of participants, will be distributed at the time of registration at the Congress Site.

4.4 Climate

The climate in November is generally pleasant; the average temperature is 15℃ in Kobe. Participants are recommended to bring a sweater and jacket since it can be chilly at night.

4.5 Location

Kobe is a splendid site for the Congress. It has a long and well-known tradition of cultural convergence, East and West. More recently, this commercial port has become a bulwark of the Japanese economy. The Great Hanshin-Awaji Earthquake, which struck on January 17, 1995, registering a seismic magnitude of 7.2, robbed us of many precious lives and ruined much of our familiar townscapes. Since that day, when our peaceful lives were destroyed in an instant, we have exerted our utmost efforts toward

recovery, in the spirit of a "cooperative reconstruction," through mutual help and encouragement. Thanks to the continuous recovery of citizens and enterpreneurs and the kind support received from not only within Japan, but also overseas, the restoration of Kobe City has been steadily progressing.

5. REGISTRATION AND PROCEEDINGS

5.1 Pre-Registration

A Registration Form is enclosed in this circular. Please fill in the necessary information according to the instructions on the form, and mail or fax to the registration office before September 30, 1999. This pre-registration form should be accompanied by your remittance. An acknowledgement card of your registration will be mailed by the registration office.

5.2 Registration Fee

The registration fee for members, speakers, non-members and full-time students includes a packet of congress proceedings. All of the Congress registrants are invited to the Exhibition and Welcome Reception.
The registration fee will vary according to the date of your payment, as shown in Table 1.

Note for Payment :

- Please pay by Japanese yen (¥) through bank transfer to the bank account indicated on the registration form. The handling fee is charged to the payer.
- For overseas registrants, a credit card is acceptable : VISA, MasterCard and Amex.
- Checks or money orders will not be accepted.
- For the On-Site fee payment, cash (Japanese Yen) or credit card (VISA, MasterCard or Amex) will be accepted.

5.3 Registration at the Congress Site

All participants are requested to register at the registration desk and receive the necessary documents and name tags. The registration card you received must be shown at the registration desk.

5.4 Proceedings

A packet of proceedings containing all papers to be presented at the Congress will be distributed to every registrant at the registration desk.

Table 1

	Registration fee	
	Remitted by Sept.30 (Thu)	Remitted after Oct.1 (Fri) and On-Site
Members*/ Speakers	¥ 50,000	¥ 55,000
Non-members	¥ 60,000	¥ 65,000
Full-time Students	¥ 15,000	
Accompanying Persons	¥ 10,000	

*Members of the sponsoring society, collaborating societies and cooperative societies.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.

FAX: +81-6-6376-2362

IGTC'99 Kobe
Registration Form

International Gas Turbine Congress 1999 Kobe

Secretariat use only
/ /

Please complete and return this form to : **Registration Office, IGTC'99 Kobe**
c/o Inter Group Corp. Builco Bldg., 3-7-3, Nakatsu, Kita-ku, Osaka 531-0071, Japan
Phone: +81-6-6372-3051 Fax: +81-6-6376-2362 E-mail: igcong@po.iijnet.or.jp

Please type or write in block letters.

Participant

First, Middle Names	First	Middle		
Family Name				
Title	☐ Prof. ☐ Dr. ☐ Mr. ☐ Ms. ☐ Other _____	Nationality		
Mailing Address ☐ Office ☐ Home	Company			
	Dept.			
	Address			
	Country	E-Mail		
	Phone + ext	Fax +		
Paper ID No. (Speaker only)				
Accompanying Person	First Name	Middle Name	Family Name	Mr. / Ms.

Conference Fee

			Before Sep 30, 1999	On or After Oct 1, 1999	Quantity	Sub total
Members*/ Speakers	Society	Membership No.	☐ ¥ 50,000	☐ ¥ 55,000	1	
Non-members			☐ ¥ 60,000	☐ ¥ 65,000		
Full-time students	Institute	Professor	☐ ¥ 15,000			
Accompanying person			☐ ¥ 10,000			
					Total	¥

***Members of sponsoring society, collaborating societies and cooperative societies**
**Conference fee includes Proceedings and Welcome Reception.*
**Fee for Accompanying Person includes Welcome Reception and Accompanying person Program.*
**For registration for Accompanying person Program and Banquet, please complete the attached 'Hotel/Tour Reservation Form'.*

Method of Payment

Payment should be made by Credit Card (VISA, MasterCard or American Express Only) or through a bank in Japanese YEN.

☐ I agree to remit the registration fee in Japanese YEN by ☐ VISA ☐ MasterCard ☐ American Express

Payment Enclosed : ¥_____ Expiry Date: Month ___ Year ___

Card No : _____

Holder's Name :_____ Signature :_____

☐ I have remitted the above grand total of ¥_____ on _____ (date) through

_____ (Bank Name)_____ (Branch Name)

to the following account in Japanese YEN.

Name of bank	**: Sanwa Bank, Osaka Ekimae Branch**
Name of Account	**: IGTC'99 Kobe**
Account No.	**: 5321062**

Note : PERSONAL CHECKS OR BANK DRAFTS NOT ACCEPTABLE

- Payment must be made in Japanese yen.
- Registration is not possible without payment of conference fee.
- For additional registrations, please photocopy this form and send to Secretariat after completion.

9. CANCELLATIONS

Cancellation of the registration for the Congress must be received in writing by Registration Office. The follwing cancellation fees will be deducted before refunding.

Postmarked : By October 31
.....30% of the fee
On or after November 1
.....100% of the fee

No refunds is available for cancellations of the Banquet and Plant Tour.
The proceedings will be mailed to the applicants regardless of the date of cancellation.

10. CORRESPONDENCE

- Inquiries concerning the technical program should be addressed to :
  Dr. T.Tamaru
  National Aerospace Laboratory
  7-44-1, Jindaiji Higashi Machi, Chofu,
  Tokyo 182-8522, Japan
  TEL : +81-422-40-3490
  FAX : +81-422-40-3446
  E-MAIL : igtc@nal. go. jp

- Inquiries concerning the registration should be addressed to :
  IGTC '99 Kobe Registration Office
  c/o Inter Group Corp
  Builco Bldg., 3-7-3, Nakatsu, Kita-ku,
  Osaka 531-0071, Japan
  TEL : +81-6-6372-3051
  FAX : +81-6-6376-2362
  E-MAIL : igcong@po. iijnet. or. jp

- Inquiries concerning the travel, tour and hotel accommodation should be addressed to :
  Zenkoku Kanko, Co., Ltd.
  3-7-7, kitanagasadori, Chuo-ku,
  Kobe 650-0012, Japan
  TEL ; +81-78-321-2841
  FAX : +81-78-392-0378
  E-MAIL : zenkan@silver. ocn. ne. jp

- Inquiries concerning the exhibition should be addressed to :
  IGTC '99 Kobe Exhibition Office
  c/o Chuo Senden Kikaku Co., Ltd
  2-13-3, Mukogaoka, Bunkyo-ku.
  Tokyo 113-0023, Japan
  TEL : +81-3-3821-8141
  FAX : +81-3-3823-2628
  E-MAIL : chusen@sepia. ocn. ne. jp

11. FURTHER INFORMATION

For further infomation after this circular, please visit our WEB site :
http : //www. jade. dti. ne. jp/~igtc99
http : //www. nal. go. jp/igtc/
Final session program will be announced on this WEB page.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.188.0.144, 2025/05/05.